




## Open Archive Toulouse Archive Ouverte

OATAO is an open access repository that collects the work of Toulouse researchers and makes it freely available over the web where possible

This is an author's version published in: <http://oatao.univ-toulouse.fr/23440>

### To cite this version:

Barus, Matthias . *Signatures thermiques d'interfaces collées pour la réparation des structures primaires en matériaux composites*. PhD, Génie mécanique, Toulouse, 2016, 158 p.

Any correspondence concerning this service should be sent to the repository administrator: [tech-oatao@listes-diff.inp-toulouse.fr](mailto:tech-oatao@listes-diff.inp-toulouse.fr)



# THÈSE

En vue de l'obtention du

**DOCTORAT DE L'UNIVERSITÉ DE TOULOUSE**

Délivré par : *l'Université Toulouse 3 Paul Sabatier (UT3 Paul Sabatier)*

---

---

Présentée et soutenue le 07/10/2016 par :

**Matthias BARUS**

**Signatures thermiques d'interfaces collées pour la réparation des  
structures primaires en matériaux composites**

---

---

## JURY

JEAN-CHRISTOPHE BATSALE  
FRÉDÉRIC JACQUEMIN  
JULIEN JUMEL  
ARTHUR CANTAREL  
MARIE-LAETITIA PASTOR  
JACQUES RENARD  
FRANCIS COLLOMBET  
HÉLÈNE WELEMANE  
LAURENT CROUZEIX  
YVES-HENRI GRUNEVOLD  
VALÉRIE NASSIET

Université de Bordeaux  
Université de Nantes  
Université de Bordeaux  
IUT GMP Tarbes  
IUT GMP Tarbes  
Mines ParisTech  
IUT GMP Toulouse  
ENI Tarbes  
IUT GMP Toulouse  
CES  
ENI Tarbes

Président  
Rapporteur  
Rapporteur  
Membre  
Membre  
Membre  
Dir. de thèse  
Co-dir. de thèse  
Invité  
Invité  
Invitée

---

### École doctorale et spécialité :

*MEGEP : Génie mécanique, mécanique des matériaux*

### Unité de Recherche :

*Institut Clément Ader, Laboratoire Génie de Production*

### Directeur(s) de Thèse :

*Francis COLLOMBET et Hélène WELEMANE*

### Rapporteurs :

*Frédéric JACQUEMIN et Julien JUMEL*



Je dédie ce travail à mes parents,  
à toute ma famille et à la mémoire de mon père.

*Ce n'est qu'en essayant continuellement que l'on finit par réussir.*

*Donc : plus ça rate et plus on a de chances que ça marche.*

Jacques Rouxel



# Remerciements

Ce manuscrit constitue la synthèse de trois années consacrées aux travaux de recherche réalisés au sein de l'Institut Clément Ader de Toulouse et du Laboratoire Génie de Production de l'Ecole Nationale d'Ingénieurs de Tarbes. Les travaux de thèse sont souvent associés à l'autonomie et à l'investissement personnel, cependant, ceux-ci n'auraient pu aboutir sans la participation de nombreuses personnes. Aussi, les prochaines lignes ont pour objet d'exprimer ma gratitude et de ma sympathie vis-à-vis de celles-ci.

Tout d'abord, je souhaite remercier tous les membres de mon jury, et, en particulier Frédéric Jacquemin et Julien Jumel pour avoir accepté d'examiner ce manuscrit en tant que rapporteurs. Merci également à mon directeur de thèse, Francis Collombet, sans qui ce projet de recherche n'aurait pu voir le jour.

Je tiens ensuite à exprimer toute ma gratitude à l'égard d'Hélène Weleman qui m'a encadré, soutenu et supporté durant toutes ces années d'études. Tout n'a pas toujours été facile mais je te remercie pour ton enthousiasme ainsi que pour m'avoir communiqué ton savoir, ton goût pour le travail « parfait » mais aussi pour m'avoir permis de repousser mes limites. Je n'oublierai pas que « le vert, c'est la loose » et te souhaite le meilleur dans tes travaux de recherche et courses de triathlète.

Je voudrais également remercier les personnes qui ont participé de près ou de loin à mon encadrement. Je pense notamment à Marie-Laetitia, Valérie et Arthur du côté de Tarbes mais aussi à Laurent et Yves-Henri du côté toulousain. Merci pour votre disponibilité, vos conseils pertinents, votre volonté de suivi permanent, et votre sympathie. Ce travail ne serait pas ce qu'il est sans vous.

En outre, j'associe à ces lignes toutes les personnes qui m'ont apporté de l'aide à Tarbes comme à Toulouse durant ces trois ans : Marina, Jade, Nathalie, Amandine, Arthur, Guillaume, Yannick, Jérémie, José...

Néanmoins, cette thèse n'aurait pu se dérouler aussi bien sans la présence de nombreuses personnes parmi mes amis doctorants et enseignants-chercheurs à qui j'adresse mais sincères remerciements : Corentin, Karima, Farouk, Guillaume, Florent, Nassime, Quentin, Olivier, Maël, Eric, Romain, Laurence, Julie, Vincent, Christian ...

Enfin, ces résultats n'auraient pas été les mêmes sans le soutien de ma famille et de mes deux frères Romain et Pierrick, de mes amis Antho, Lolo et Vince, mais surtout sans toi, Soline.





---

# Table des matières

<b>Introduction générale</b>	<b>1</b>
<b>1 Réparation des matériaux composites et Contrôle Non Destructif</b>	<b>5</b>
1.1 Dommages et réparations dans le milieu aéronautique . . . . .	6
1.1.1 Les réparations cosmétiques . . . . .	8
1.1.2 Les réparations structurales . . . . .	9
1.2 Les techniques actuelles de contrôle non destructif des réparations . . . . .	15
1.2.1 Mesures ultrasonores . . . . .	15
1.2.1.1 Tap test . . . . .	15
1.2.1.2 Ondes volumiques . . . . .	15
1.2.1.3 Ondes de Lamb . . . . .	17
1.2.2 Mesures densimétriques . . . . .	17
1.2.3 Mesures thermiques . . . . .	19
1.3 La thermographie infrarouge . . . . .	19
1.3.1 Le rayonnement électromagnétique . . . . .	20
1.3.1.1 Définitions . . . . .	20
1.3.1.2 Le rayonnement thermique du corps noir . . . . .	22
1.3.1.3 L'émission des corps réels . . . . .	22
1.3.1.4 Les capteurs infrarouges . . . . .	23
1.3.1.5 Étalonnage . . . . .	24
1.3.2 Méthodes de mesure par thermographie infrarouge . . . . .	25
1.3.2.1 La thermographie passive . . . . .	25
1.3.2.2 La thermographie active . . . . .	25
1.4 La thermographie infrarouge dans le domaine des réparations . . . . .	28
1.4.1 Configurations étudiées . . . . .	28
1.4.2 Problèmes liés aux dispositifs existants . . . . .	30
1.5 Conclusions . . . . .	31
<b>2 Une nouvelle procédure expérimentale par TIR active</b>	<b>33</b>
2.1 Éprouvettes de référence . . . . .	34
2.1.1 Matériaux étudiés . . . . .	34
2.1.2 Géométrie des éprouvettes . . . . .	34

2.2	Conception d'un banc d'essais thermiques . . . . .	35
2.2.1	Source lumineuse . . . . .	35
2.2.1.1	Homogénéisation du flux thermique . . . . .	35
2.2.1.2	Positionnement du flux thermique sur l'éprouvette . . . . .	36
2.2.1.3	Gestion de la durée de la sollicitation thermique . . . . .	37
2.2.2	Conditions aux limites . . . . .	39
2.2.3	Acquisition thermique . . . . .	39
2.2.4	Comparaison avec le système classique . . . . .	41
2.3	Problème thermique . . . . .	41
2.4	Modélisation numérique . . . . .	44
2.4.1	Hypothèses . . . . .	45
2.4.2	Études de sensibilité . . . . .	47
2.4.2.1	Étude de convergence du maillage . . . . .	47
2.4.2.2	Influence de la durée des incréments de calcul . . . . .	50
2.4.2.3	Influence des propriétés de l'Inconel, de la colle époxyde et de la mousse isolante . . . . .	51
2.5	Identification inverse . . . . .	55
2.5.1	Méthodologie . . . . .	55
2.5.2	Identification du flux thermique à partir de l'Inconel . . . . .	55
2.5.3	Application aux matériaux composites . . . . .	56
2.6	Conclusions . . . . .	60
<b>3</b>	<b>Études des éprouvettes réparées</b>	<b>63</b>
3.1	Essais expérimentaux . . . . .	64
3.1.1	Préparation des éprouvettes . . . . .	64
3.1.2	Configuration des essais . . . . .	67
3.1.3	Mesures thermiques . . . . .	68
3.2	Modélisation numérique des éprouvettes réparées . . . . .	69
3.2.1	Hypothèses . . . . .	71
3.2.2	Études de sensibilité . . . . .	73
3.2.2.1	Étude de convergence du maillage . . . . .	74
3.2.2.2	Influence de la durée des incréments de calcul . . . . .	78
3.2.2.3	Influence des propriétés du film adhésif . . . . .	78
3.3	Confrontation des résultats expérimentaux et numériques . . . . .	79
3.3.1	Données brutes . . . . .	79
3.3.2	Post-traitement des données . . . . .	81
3.4	Conclusions . . . . .	86
<b>4</b>	<b>Stratégie d'amélioration de la réponse thermique</b>	<b>87</b>
4.1	Sollicitation thermique . . . . .	88
4.1.1	Paramètres du signal créneau . . . . .	88

4.1.2	Nature du signal . . . . .	92
4.1.3	Bilan sur l'impact de la sollicitation thermique . . . . .	93
4.2	Propriétés du joint structural . . . . .	93
4.2.1	Choix d'un type de comportement . . . . .	94
4.2.2	Sélection de charges additives . . . . .	97
4.2.3	Réalisation du joint chargé et des assemblages réparés . . . . .	99
4.2.3.1	Élaboration du joint . . . . .	99
4.2.3.2	Préparation des éprouvettes avec joint chargé . . . . .	102
4.2.4	Étude des éprouvettes réparées avec joint chargé . . . . .	102
4.3	Conclusions . . . . .	107
<b>Conclusion et perspectives</b>		<b>109</b>
<b>Annexes</b>		<b>121</b>
<b>A Procédure de réalisation des éprouvettes de référence</b>		<b>123</b>
A.1	Procédure de drapage du stratifié . . . . .	123
A.2	Cycle de polymérisation . . . . .	125
A.3	Découpe des éprouvettes de référence . . . . .	126
A.4	Préparation de la surface analysée . . . . .	127
A.5	Maîtrise des conditions aux limites (collage sur mousse isolante) . . . . .	128
<b>B Modélisation des éprouvettes de référence en matériaux composites - Études de sensibilité</b>		<b>129</b>
B.1	Étude de convergence du maillage . . . . .	129
B.2	Influence de la durée des incréments de calcul . . . . .	132
B.3	Influence des propriétés du pli composite . . . . .	133
<b>C Mélanges avec additifs</b>		<b>137</b>
C.1	Procédure de mélange . . . . .	137



---

# Table des figures

1.1	Catégories d'endommagements en fonction de leur sévérité (Federal Aviation Administration, 1984) . . . . .	7
1.2	Exemple d'endommagement de catégorie 5 causé par un choc avec un objet au sol (Fualdes et Thévenin, 2006) . . . . .	7
1.3	Processus de réparation d'une pièce composite endommagée dans le secteur aéronautique . . . . .	8
1.4	Réparation de porosités de surface (Airbus, 2006) . . . . .	9
1.5	Réparation d'une indentation légère (Airbus, 2006) . . . . .	9
1.6	Réparation d'un délaminage par infusion de résine (Airbus, 2006) . . . . .	10
1.7	Ablation d'une zone endommagée par ponçage (Baker, 2006) . . . . .	11
1.8	Différents types de réparations structurales fixées par rivetage (USA Department of defense, 2002) . . . . .	12
1.9	Réparation par patch riveté sur un fuselage de Boeing (Hautier, 2010) . . . . .	13
1.10	Délaminages générés lors de l'opération de perçage : a) coupe d'un composite fibre de verre-époxyde, b) surface d'un composite carbone-époxyde (Liu <i>et al.</i> , 2012) . . . . .	13
1.11	Différents types de réparations structurales fixées par collage structural (USA Department of defense, 2002) . . . . .	14
1.12	Réparation collée de type scarf (Caminero <i>et al.</i> , 2012) . . . . .	14
1.13	Analyse par tap test (avec un accéléromètre en guise de masse) d'un aileron de Boeing 767 (Hsu, 2008) . . . . .	16
1.14	Analyse par ultrasons : a) schéma de principe (Olympus, 2008), b) C-scan d'un composite carbone-époxyde avec inserts Téflon (Framezelle <i>et al.</i> , 2011) . . . . .	16
1.15	Radiographie d'une éprouvette carbone-époxyde réparée par un patch circulaire collé (Caminero <i>et al.</i> , 2013) . . . . .	18
1.16	Schéma de principe d'une analyse par tomographie à rayons X (Thiery, 2016) . . . . .	18
1.17	Scan 3D obtenu par tomographie à rayons X sur une éprouvette carbone-époxyde (Kalafat <i>et al.</i> , 2015) . . . . .	18
1.18	Analyse par thermographie infrarouge d'une structure sandwich carbone-époxyde réparée par patch composite collé (Poudel <i>et al.</i> , 2016) . . . . .	19
1.19	Spectre électromagnétique (Marchio et Reboux, 2008) . . . . .	20



1.20	Emission d'une surface $dS$ vers une surface $dS'$ (d'après (Marchio et Re- boux, 2008)) . . . . .	21
1.21	Bilan radiatif d'un corps réel . . . . .	23
1.22	Gammes spectrales pouvant être observées par les détecteurs thermiques (Maldague, 1993) . . . . .	24
1.23	Thermogramme d'une éprouvette cruciforme carbone-époxyde sollicitée en traction bi-axiale (Busca, 2014) . . . . .	25
1.24	Champ de source de dissipation mécanique à rupture et observation post- mortem d'une éprouvette unidirectionnelle en stratifié carbone-époxyde sol- licitée en traction uniaxiale (Valès <i>et al.</i> , 2016) . . . . .	26
1.25	Schémas de principe de différents types d'excitation en thermographie in- frarouge (Maillard <i>et al.</i> , 2008) . . . . .	27
1.26	Correspondance entre les différentes méthodes de thermographie infrarouge et le type de signal thermique généré, a) classique, b) modulée et c) pulsée . . . . .	27
1.27	Représentation schématique des sens de contrôle utilisés en thermographie infrarouge . . . . .	28
1.28	Représentation schématique des géométries de joints collés classiquement étudiées . . . . .	29
1.29	Thermogrammes à différents instants de sollicitation d'une réparation collée (structure parent : fibre de verre-époxyde, patch : fibre de verre-uréthane, colle : époxyde) (Schroeder <i>et al.</i> , 2002) . . . . .	29
1.30	Défaut artificiel en Téflon simulant un délaminage dans une structure parent en béton réparée par un patch carbone-époxyde (Tashan et Al- Mahaidi, 2014) . . . . .	30
1.31	Dispositif classiquement utilisé en thermographie infrarouge (configuration en réflexion) . . . . .	31
1.32	Réponses thermiques obtenues avec les dispositifs classiques de TIR ac- tive : a) carbone-époxyde avec inserts Téflon (Péronnet, 2012), b) carbone- époxyde avec inserts Téflon (Bates <i>et al.</i> , 2000), c) carbone-époxyde avec des zones non collées (Mitchell <i>et al.</i> , 2013), d) polyester fibre de verre avec inserts Téflon (Amenabar <i>et al.</i> , 2011) . . . . .	32
2.1	Découpe des éprouvettes de référence en composite carbone-époxyde par jet d'eau abrasif . . . . .	35
2.2	Système optique permettant l'homogénéisation du flux de sollicitation ther- mique . . . . .	36
2.3	Configuration du dispositif expérimental complet de TIR active . . . . .	37
2.4	Flux lumineux induit sur l'éprouvette . . . . .	37
2.5	Evolution de l'amplitude de sollicitation thermique . . . . .	38
2.6	Représentation schématique du système de gestion de la durée de l'éclairage . . . . .	38
2.7	Isolation thermique de la face arrière de l'éprouvette de référence . . . . .	39

2.8	Nouveau banc d'essais thermiques par TIR active . . . . .	40
2.9	Variation de température $\Delta T$ d'une éprouvette de référence en Inconel à $t = 7$ s (milieu de la phase de chauffe) : champ thermique (a) et profil de mesure (b) pour le système classique, champ thermique (c) et profil de mesure (d) pour le nouveau banc d'essais thermiques . . . . .	42
2.10	Représentation schématique du problème thermique (éprouvettes de référence) . . . . .	44
2.11	Représentation schématique du principe de fonctionnement du Hot-Disk (l'épaisseur et le diamètre minimaux des échantillons valent respectivement 2 mm et 70 mm, Disk (2016)) . . . . .	46
2.12	Éléments constitutifs de la modélisation EF pour l'étude des éprouvettes de référence . . . . .	47
2.13	Etude de sensibilité : points d'analyse . . . . .	48
2.14	Schéma de principe de la technique d'identification inverse . . . . .	56
2.15	Variation de la température de surface $\Delta T$ pour l'éprouvette de référence en Inconel . . . . .	57
2.16	Variation de la température de surface $\Delta T$ pour l'éprouvette de référence en Inconel selon le profil X (a et c) et le profil Y (b et d) à différents instants . . . . .	58
2.17	Variation de la température de surface $\Delta T$ pour l'éprouvette de référence en composite à $[0]_{18}$ . . . . .	59
2.18	Variation de la température de surface $\Delta T$ pour l'éprouvette de référence en composite à $[0/90/0]_6$ . . . . .	60
2.19	Variation de la température de surface $\Delta T$ pour l'éprouvette de référence en composite à $[0]_{18}$ selon le profil X (a et c) et le profil Y (b et d) à différents instants . . . . .	61
2.20	Variation de la température de surface $\Delta T$ pour l'éprouvette de référence en composite à $[0/90/0]_6$ selon le profil X (a et c) et le profil Y (b et d) à différents instants . . . . .	62
3.1	Représentation schématique de la géométrie d'une éprouvette réparée par collage structural en forme de marches d'escalier . . . . .	64
3.2	Représentation schématique du principe de l'usinage par jet d'eau abrasif . . . . .	65
3.3	Représentation schématique des différentes phases de l'enlèvement de matière par jet d'eau abrasif . . . . .	66
3.4	Obtention de la géométrie en forme de marches d'escalier par jet d'eau abrasif . . . . .	66
3.5	Collage des éprouvettes réparées . . . . .	67
3.6	Représentation schématique du problème thermique (éprouvettes réparées) . . . . .	68
3.7	Variation de température $\Delta T$ pour le composite à $[0]_{18}$ réparé . . . . .	69
3.8	Variation de température $\Delta T$ pour le composite à $[0/90/0]_6$ réparé . . . . .	70
3.9	Éléments constitutifs du modèle numérique par éléments finis des éprouvettes réparées . . . . .	71

3.10	Partitions générées automatiquement par le script PYTHON . . . . .	72
3.11	Exemples de maillages automatique (a) et optimisé (b) . . . . .	72
3.12	Variation de la température de surface $\Delta T$ pour l'éprouvette réparée en composite à $[0]_{18}$ . . . . .	73
3.13	Points étudiés lors des études de sensibilité de l'assemblage réparé . . . . .	74
3.14	Variation de la température de surface $\Delta T$ pour le composite à $[0]_{18}$ réparé . . . . .	81
3.15	Variation de la température de surface $\Delta T$ pour le composite à $[0/90/0]_6$ réparé . . . . .	82
3.16	Procédure de post-traitement : détermination de la variation de température relative $\Delta T_2$ (composite $[0]_{18}$ réparé à $t = 12$ s) . . . . .	83
3.17	Variation de température relative $\Delta T_2$ selon le profil Y pour le composite à $[0]_{18}$ réparé . . . . .	84
3.18	Variation de température relative $\Delta T_2$ selon le profil Y pour le composite à $[0/90/0]_6$ réparé . . . . .	85
3.19	Variation de température relative $\Delta T_2$ numérique selon le profil Y pour les composites à $[0]_{18}$ et $[0/90/0]_6$ réparés . . . . .	86
4.1	Influence de la durée $t_l$ de la sollicitation pour le composite à $[0]_{18}$ réparé ( $\varphi_l = 500 \text{ W m}^{-2}$ ) : a) Variation de la température de surface $\Delta T(t_l)$ pour $t_l = 5$ s (gauche) et $t_l = 30$ s (droite), b) Variation de température relative $\Delta T_2(t_l)$ selon le profil Y . . . . .	89
4.2	Définition des pentes des segments linéarisés sur le profil selon Y de la variation relative $\Delta T_2$ . . . . .	89
4.3	Influence de l'amplitude $\varphi_l$ de la sollicitation pour le composite à $[0]_{18}$ réparé ( $t_l = 10$ s) : a) Variation de la température de surface $\Delta T(t_l)$ pour $\varphi_l = 500 \text{ W m}^{-2}$ (gauche) et $\varphi_l = 2000 \text{ W m}^{-2}$ (droite), b) Variation de température relative $\Delta T_2(t_l)$ selon le profil Y . . . . .	90
4.4	Influence de l'énergie surfacique de sollicitation $\varphi_l$ pour le composite à $[0]_{18}$ réparé - Variation de température relative $\Delta T_2(t_l)$ selon le profil Y . . . . .	92
4.5	Variation de la température de surface $\Delta T(t)$ pour le composite à $[0]_{18}$ réparé (signal sinusoïdal, $f_l = 0,4 \text{ Hz}$ ) : champ thermique à $t = t_1$ (a), évolution temporelle de la moyenne des $\Delta T$ dans les zones d'analyse (b), profils selon Y à $t_1$ et $t_2$ (c) . . . . .	94
4.6	Influence du comportement thermique du joint - Variation de température relative $\Delta T_2(t_l)$ selon le profil Y pour le composite à $[0]_{18}$ réparé . . . . .	96
4.7	Éléments constitutifs du modèle numérique par éléments finis des éprouvettes réparées avec défaut . . . . .	96
4.8	Influence du comportement thermique du joint avec présence de défaut pour le composite à $[0]_{18}$ réparé - Variation de la température de surface $\Delta T(t_l)$ (a, b et c), variation de température relative $\Delta T_2(t_l)$ selon le profil Y (d) . . . . .	97

4.9	Image MEB des particules étudiées . . . . .	98
4.10	Influence de la présence et du type d'additifs dans la matrice époxyde constituant le joint structural du composite à $[0]_{18}$ réparé ( $f_a = 60\%$ ) - Variation de la température de surface $\Delta T(t_l)$ (a, b et c), variation de température relative $\Delta T_2(t_l)$ selon le profil Y (d) . . . . .	100
4.11	Matrice époxyde chargée en nitrure de bore ( $f_a = 8\%$ ) . . . . .	100
4.12	Microscopie optique de la matrice époxyde chargée en particules de nitrure de bore ( $f_a = 18\%$ ) . . . . .	101
4.13	Conductivité thermique de la matrice époxyde chargée en nitrure de bore (BN) en fonction de la fraction volumique d'additifs $f_a$ . . . . .	102
4.14	Mise en œuvre de la réparation avec joint chargé : calibration de l'épaisseur du joint (a), maintien en position de la réparation (b) . . . . .	103
4.15	Influence du comportement thermique du joint pour le composite à $[0]_{18}$ réparé - Variation de la température de surface $\Delta T(t_l)$ (a et b), variation de tem- pérature relative $\Delta T_2(t_l)$ selon le profil Y (c et d) . . . . .	104
4.16	Variation de température relative $\Delta T_2(t_l)$ selon le profil Y pour les compo- sites à $[0]_{18}$ (a, c et e) et à $[0/90/0]_6$ réparés (b, d et f) (joint chargé, sans défaut) . . . . .	105
4.17	Préparation d'une éprouvette réparée avec défauts de collage . . . . .	106
4.18	Influence de la présence de défauts dans le joint de collage pour le composite à $[0/90/0]_6$ réparé (joint chargé) - Variation de la température de surface $\Delta T(t_l)$ (a), variation de température relative $\Delta T_2(t_l)$ selon le profil Y (b) . . . . .	107
A.1	Schéma de principe du drapage d'un stratifié composite pré-imprégné . . . . .	123
A.2	Phases de drapage d'un stratifié composite pré-imprégné composite (partie 1) . . . . .	124
A.3	Phases de drapage d'un stratifié composite pré-imprégné composite (partie 2) . . . . .	125
A.4	Cycle de polymérisation Hexcel (2012) . . . . .	125
A.5	Découpe d'un stratifié composite au jet d'eau abrasif (la coordonnée 0,0 correspond au repère créé par l'utilisateur sur la machine) . . . . .	127
A.6	Préparation de la surface analysée de l'éprouvette de référence en Inconel . . . . .	127



---

# Liste des tableaux

1.1	Principaux facteurs permettant la détermination du type de fixation à utiliser pour une réparation structurale (USA Department of defense, 2002)	10
2.1	Propriétés thermiques et physiques moyennes des matériaux modélisés (m : mesures, f : fournisseur, b : bibliographie); $\lambda_a$ : la conductivité thermique axiale et $\lambda_t$ : la conductivité thermique transverse du pli composite	46
2.2	Propriétés du maillage et temps de calcul en fonction de la taille générale des éléments (un seul élément dans l'épaisseur du joint de colle époxyde et dans l'épaisseur de la mousse)	49
2.3	Températures aux points d'analyse en fonction de la taille générale du maillage (un seul élément dans l'épaisseur du joint de colle et dans l'épaisseur de la mousse)	49
2.4	Propriétés du maillage et temps de calcul en fonction du nombre d'éléments dans l'épaisseur du joint de colle époxyde (taille générale de maillage de 2 mm, un seul élément dans l'épaisseur de la mousse isolante)	50
2.5	Propriétés du maillage et temps de calcul en fonction du nombre d'éléments dans l'épaisseur de la mousse isolante (taille générale de maillage de 2 mm, un seul élément dans l'épaisseur du joint de colle époxyde)	50
2.6	Températures aux points d'analyse en fonction du nombre d'éléments dans l'épaisseur du joint de colle époxyde (taille générale de maillage de 2 mm, un seul élément dans l'épaisseur de la mousse isolante)	51
2.7	Températures aux points d'analyse en fonction du nombre d'éléments dans l'épaisseur de la mousse isolante (taille générale de maillage de 2 mm, un seul élément dans l'épaisseur du joint de colle époxyde)	51
2.8	Températures aux points d'analyse en fonction de la durée des pas de temps (taille générale de maillage de 2 mm, un seul élément dans l'épaisseur du joint de colle époxyde et dans l'épaisseur de la mousse isolante)	52
2.9	Temps de calcul en fonction de la durée du pas de temps (taille générale de maillage de 2 mm, un seul élément dans l'épaisseur du joint de colle époxyde et dans l'épaisseur de la mousse isolante)	52

2.10	Températures aux points d'analyse en fonction de la conductivité $\lambda$ de l'Inconel (taille générale de maillage de 2 mm, un seul élément dans l'épaisseur du joint de colle époxyde et dans l'épaisseur de la mousse isolante) . . . . .	52
2.11	Températures aux points d'analyse en fonction de la chaleur volumique $\rho C_p$ de l'Inconel (taille générale de maillage de 2 mm, un seul élément dans l'épaisseur du joint de colle époxyde et dans l'épaisseur de la mousse) . . . . .	53
2.12	Températures aux points d'analyse en fonction de la conductivité $\lambda$ du joint de colle époxyde (taille générale de maillage de 2 mm, un seul élément dans l'épaisseur du joint de colle époxyde et dans l'épaisseur de la mousse) . . . . .	53
2.13	Températures aux points d'analyse en fonction de la chaleur volumique $\rho C_p$ du joint de colle époxyde (taille générale de maillage de 2 mm, un seul élément dans l'épaisseur du joint de colle époxyde et dans l'épaisseur de la mousse) . . . . .	54
2.14	Températures aux points d'analyse en fonction de la conductivité $\lambda$ de la mousse isolante (taille générale de maillage de 2 mm, un seul élément dans l'épaisseur du joint de colle époxyde et dans l'épaisseur de la mousse) . . . . .	54
2.15	Températures aux points d'analyse en fonction de la chaleur volumique $\rho C_p$ de la mousse isolante (taille générale de maillage de 2 mm, un seul élément dans l'épaisseur du joint de colle époxyde et dans l'épaisseur de la mousse) . . . . .	54
2.16	Propriétés effectives des matériaux de référence ; les directions principales (X,Y,Z) sont indiquées à la Figure 2.12, l'axe Y (respectivement X) correspondant à l'orientation à 0° (resp. 90°) des plis composites . . . . .	59
3.1	Propriétés thermiques et physiques moyennes des matériaux modélisés (m : mesures, f : fournisseur, b : bibliographie, c : calibration) ; $\lambda_a$ : la conductivité thermique axiale et $\lambda_t$ : la conductivité thermique transverse du pli composite . . . . .	74
3.2	Propriétés du maillage et temps de calcul en fonction de la taille générale des éléments (un seul élément dans l'épaisseur du joint structural) . . . . .	75
3.3	Températures aux points d'analyse en fonction de la taille générale du maillage (un seul élément dans l'épaisseur du joint structural) . . . . .	76
3.4	Propriétés du maillage et temps de calcul en fonction du nombre d'éléments dans le joint structural (taille générale de maillage « 2 mm optimisé ») . . . . .	77
3.5	Températures aux points d'analyse en fonction du nombre d'éléments dans le joint structural (taille générale de maillage « 2 mm optimisé ») . . . . .	77
3.6	Températures aux points d'analyse en fonction de la durée des pas de temps (taille générale de maillage « 2 mm optimisé », un seul élément dans l'épaisseur du joint structural) . . . . .	78
3.7	Temps de calcul en fonction de la durée du pas de temps (taille générale de maillage « 2 mm optimisé », un seul élément dans l'épaisseur du joint structural) . . . . .	78

3.8	Températures aux points d'analyse en fonction de la conductivité $\lambda$ du film adhésif (taille générale de maillage « 2 mm optimisé », un seul élément dans l'épaisseur du joint structural) . . . . .	79
3.9	Températures aux points d'analyse en fonction de la chaleur volumique $\rho C_p$ du film adhésif (taille générale de maillage « 2 mm optimisé », un seul élément dans l'épaisseur du joint structural) . . . . .	80
3.10	Propriétés effectives des matériaux constituant les éprouvettes réparées ; les directions principales (X,Y,Z) sont indiquées à la Figure 3.9, l'axe Y (respectivement X) correspondant à l'orientation à 0° (resp. 90°) des plis . . . . .	83
4.1	Pentes $\alpha$ et $\beta$ ( $\text{mK mm}^{-1}$ ) pour $\varphi_l = 500 \text{ W m}^{-2}$ . . . . .	90
4.2	Pentes $\alpha$ et $\beta$ ( $\text{mK mm}^{-1}$ ) pour $t_l = 10 \text{ s}$ . . . . .	91
4.3	Durée de stimulation thermique et puissance surfacique à iso-énergies . . . . .	91
4.4	Propriétés utilisées pour simuler les comportements isolant ou conducteur du joint structural (m : mesures) . . . . .	95
4.5	Propriétés des additifs (a : Zhou <i>et al.</i> (2007b), b : Zhu <i>et al.</i> (2010), c : Accuratus.com (2016)) . . . . .	97
4.6	Estimation des propriétés du joint structural selon la présence et le type d'additifs dans la matrice époxyde (fraction volumique d'additifs $f_a = 60\%$ ) . . . . .	99
4.7	Propriétés de la matrice époxyde chargée en nitrure de bore (BN) en fonction de la fraction volumique d'additifs $f_a$ (grandeurs mesurées) . . . . .	101
4.8	Propriétés effectives des matériaux constituant les éprouvettes réparées avec ou sans additifs ; les directions principales (X,Y,Z) sont indiquées à la Figure 3.9, l'axe Y (respectivement X) correspondant à l'orientation à 0° (resp. 90°) des plis . . . . .	103
B.1	Propriétés du maillage et temps de calcul en fonction de la taille générale des éléments (un seul élément dans l'épaisseur du joint de colle époxyde et dans l'épaisseur de la mousse isolante) . . . . .	130
B.2	Températures aux points d'analyse en fonction de la taille générale du maillage (un seul élément dans l'épaisseur du joint de colle époxyde et dans l'épaisseur de la mousse isolante) . . . . .	130
B.3	Propriétés du maillage et temps de calcul en fonction du nombre d'éléments dans l'épaisseur du joint de colle époxyde (taille générale de maillage de 2 mm, un seul élément dans l'épaisseur de la mousse isolante) . . . . .	131
B.4	Propriétés du maillage et temps de calcul en fonction du nombre d'éléments dans l'épaisseur de la mousse isolante (taille générale de maillage de 2 mm, un seul élément dans le joint de colle époxyde) . . . . .	131
B.5	Températures aux points d'analyse en fonction du nombre d'éléments dans l'épaisseur du joint de colle époxyde (taille générale de maillage de 2 mm, un seul élément dans l'épaisseur de la mousse isolante) . . . . .	132



B.6	Températures aux points d'analyse en fonction du nombre d'éléments dans l'épaisseur de la mousse isolante (taille générale de maillage de 2 mm, un seul élément dans l'épaisseur du joint de colle époxyde) . . . . .	132
B.7	Températures aux points d'analyse en fonction de la durée des pas de temps (taille générale de maillage de 2 mm, un seul élément dans l'épaisseur du joint de colle époxyde et dans l'épaisseur de la mousse isolante) . . . . .	133
B.8	Temps de calcul en fonction de la durée du pas de temps . . . . .	133
B.9	Températures aux points d'analyse en fonction de la conductivité axiale $\lambda_a$ du pli composite (taille générale de maillage de 2 mm, un seul élément dans l'épaisseur du joint de colle époxyde et dans l'épaisseur de la mousse isolante)	134
B.10	Températures aux points d'analyse en fonction de la conductivité transverse $\lambda_t$ du pli composite (taille générale de maillage de 2 mm, un seul élément dans l'épaisseur du joint de colle époxyde et dans l'épaisseur de la mousse isolante) . . . . .	134
B.11	Températures aux points d'analyse en fonction de la chaleur volumique $\rho C_p$ du pli composite (taille générale de maillage de 2 mm, un seul élément dans l'épaisseur du joint de colle époxyde et dans l'épaisseur de la mousse) . . .	135

---

# Introduction générale

L'industrie aéronautique doit faire face depuis un certain nombre d'années à la problématique du remplacement d'éléments défectueux ou endommagés des aérostructures. Cette question concerne tout particulièrement les pièces primaires souvent de grandes dimensions et le plus généralement non démontables (comme le fuselage ou l'aile de l'Airbus A350 ou du Boeing 787). Le remplacement intégral de ces composants représentant un coût très élevé, les réparations structurales suscitent un intérêt croissant et font l'objet de nombreuses recherches. Dans le cas particulier des composites à base carbone fort employés dans l'aéronautique, cette question est d'autant plus complexe du fait de l'hétérogénéité et de l'anisotropie de ces matériaux. Précisément, les travaux dans ce domaine visent à long terme à la certification de ce procédé de réparation qui repose sur la garantie d'un niveau de fiabilité équivalent à celui d'une structure saine.

Actuellement, le principe général d'une réparation consiste à retirer l'intégralité de la zone endommagée et à créer une zone d'interface au niveau de la structure. Un patch possédant les mêmes caractéristiques mécaniques et la même interface est ensuite collé sur la structure puis recouvert par un doubleur plus large riveté sur la structure initiale. Le niveau de fiabilité exigé est par conséquent satisfait au travers de liaisons mécaniques redondantes faisant transiter les flux d'efforts dans l'ensemble de la structure réparée. Outre les difficultés associées aux surcharges induites par la présence du doubleur (feuillure de renfort couvrant simultanément la périphérie de la partie saine et du patch) et aux pertes en terme d'aérodynamisme qui engendrent une surconsommation de carburant, le principe évoqué ci-dessus peut induire lui-même d'autres dommages au sein des composites lors des phases de perçage et rivetage.

Dans ce contexte, la réparation des structures primaires par collage structural de patches composites apparaît comme une solution attractive conduisant notamment à une diffusion plus régulière des efforts. En dépit de nombreuses études démontrant l'efficacité de ce type de réparation, ce principe ne bénéficie pas à l'heure actuelle d'une certification aéronautique. Du fait de l'absence de redondance d'éléments de réparation (et donc de l'impossibilité de transmettre les charges en cas de décollement du patch), les difficultés qui entrent en jeu portent donc sur la capacité d'une part, à détecter la présence d'un défaut (porosités, kiss-bonding ou adhésion par points, délaminages,...) au sein du joint structural et, d'autre part, à estimer le niveau de performance réel du joint de colle.

L'ambition de cette thèse est de contribuer à la caractérisation de la qualité des répa-

rations des structures composites primaires en carbone par collage structural. L'originalité de l'étude réside en l'utilisation pour cela d'une méthode d'investigation optique : la Thermographie InfraRouge (TIR). Cette technique de mesures de champs thermiques permet en effet l'analyse de la santé matière de matériaux et de structures. Parmi ses avantages, on peut citer le caractère non intrusif, la rapidité de mise en œuvre ainsi que la facilité d'opérer sur site et dans des environnements difficiles, autant d'aspects intéressants en contexte aéronautique. Son emploi pour le Contrôle Non destructif (CND) de pièces composites d'aéronefs se développe ainsi depuis plusieurs années, notamment en vue de la détection de défauts de fabrication ou induits en service.

Les enjeux associés à ce travail concernent la représentativité des structures composites étudiées. Les applications de la TIR dans le domaine des réparations par collage de patches restent en effet limitées à des configurations optimales basées sur des matériaux de l'assemblage (patch et parent sain notamment) ayant des comportements très différents. Cette étude vise à se placer dans un cadre proche de situations industrielles pour lequel le patch présente les mêmes caractéristiques que le matériau parent, et dans le contexte de structures primaires aéronautiques, qu'ils soient tous deux en matériau composite de type carbone-époxyde. Le faible contraste thermique entre les parties constitutives de l'assemblage réparé rend donc très difficile l'accès à la réponse spécifique du joint structural et nécessite le développement d'une nouvelle méthodologie d'analyse.

La rédaction de ce mémoire s'organise autour de quatre parties.

Le premier chapitre est dédié à l'étude bibliographique des réparations des structures aéronautiques primaires en matériaux composites ainsi qu'à leur contrôle non destructif. Après une revue des techniques de réparation et leurs avantages et inconvénients, différentes méthodes de mesures de champs employées pour l'analyse de la santé matière seront exposées. Nous focaliserons ensuite cet état de l'art sur les principes physiques et la méthodologie du CND par TIR active. Cette partie permettra de mettre en évidence les limites des protocoles expérimentaux actuels dans le présent contexte de la réparation par collage.

Au vu des difficultés soulevées, nous proposons dans le deuxième chapitre la mise en place d'une nouvelle procédure d'essais par TIR active visant à la maîtrise de différents aspects de l'analyse thermique (solicitation thermique, conditions aux limites, acquisition). A cette fin, il sera fait l'étude d'éprouvettes saines (non réparées) constituées de matériaux présentant différentes symétries matérielles (isotropes et anisotropes). Cette démarche permettra par ailleurs d'établir une modélisation numérique physiquement représentative du problème thermique.

Le troisième chapitre se consacre aux études expérimentale et numérique d'éprouvettes composites réparées par collage. Celles-ci seront testées expérimentalement selon la méthode de thermographie précédemment développée. Parallèlement, le modèle numérique sera enrichi de la prise en compte de la spécificité de la réparation pour permettre une confrontation entre les champs thermiques mesurés et simulés. Un post-traitement des

données sera finalement introduit afin de faciliter la compréhension des résultats.

Dans le dernier chapitre, on s'intéresse enfin à l'optimisation de la méthodologie d'analyse de façon à exacerber la réponse thermique spécifique du joint. Deux pistes seront considérées, concernant d'une part la sollicitation thermique et, d'autre part, la modification des propriétés thermiques du joint de colle. Ces études expérimentales et/ou numériques conduiront à des recommandations pour améliorer la détection de défauts de collage dans les assemblages composites réparés.



---

# Chapitre 1

## Réparation des matériaux composites et Contrôle Non Destructif

### Sommaire

---

<b>1.1</b>	<b>Dommmages et réparations dans le milieu aéronautique . . . . .</b>	<b>6</b>
1.1.1	Les réparations cosmétiques . . . . .	8
1.1.2	Les réparations structurales . . . . .	9
<b>1.2</b>	<b>Les techniques actuelles de contrôle non destructif des répa- rations . . . . .</b>	<b>15</b>
1.2.1	Mesures ultrasonores . . . . .	15
1.2.2	Mesures densimétriques . . . . .	17
1.2.3	Mesures thermiques . . . . .	19
<b>1.3</b>	<b>La thermographie infrarouge . . . . .</b>	<b>19</b>
1.3.1	Le rayonnement électromagnétique . . . . .	20
1.3.2	Méthodes de mesure par thermographie infrarouge . . . . .	25
<b>1.4</b>	<b>La thermographie infrarouge dans le domaine des réparations</b>	<b>28</b>
1.4.1	Configurations étudiées . . . . .	28
1.4.2	Problèmes liés aux dispositifs existants . . . . .	30
<b>1.5</b>	<b>Conclusions . . . . .</b>	<b>31</b>

---

Au cours de leur vie, les structures aéronautiques peuvent être endommagées de diverses manières : durant leur fabrication, en situation de service ou lors d'opérations de maintenance, et très fréquemment à la suite d'impacts causés par des objets de nature diverse ([Caminero et al., 2012](#); [Hautier, 2010](#); [Katunin et al., 2015](#); [Kim et al., 2014](#)). La tolérance d'une structure aéronautique vis-à-vis d'un endommagement dépend alors de nombreux facteurs comme la taille, la position (zone de transmission de contraintes importantes ou non) ou encore le type de dommage. L'objectif de ce chapitre est de préciser la nature des dommages affectant les aérostructures, les techniques de réparations associées ainsi que leurs méthodes de contrôle non destructives.

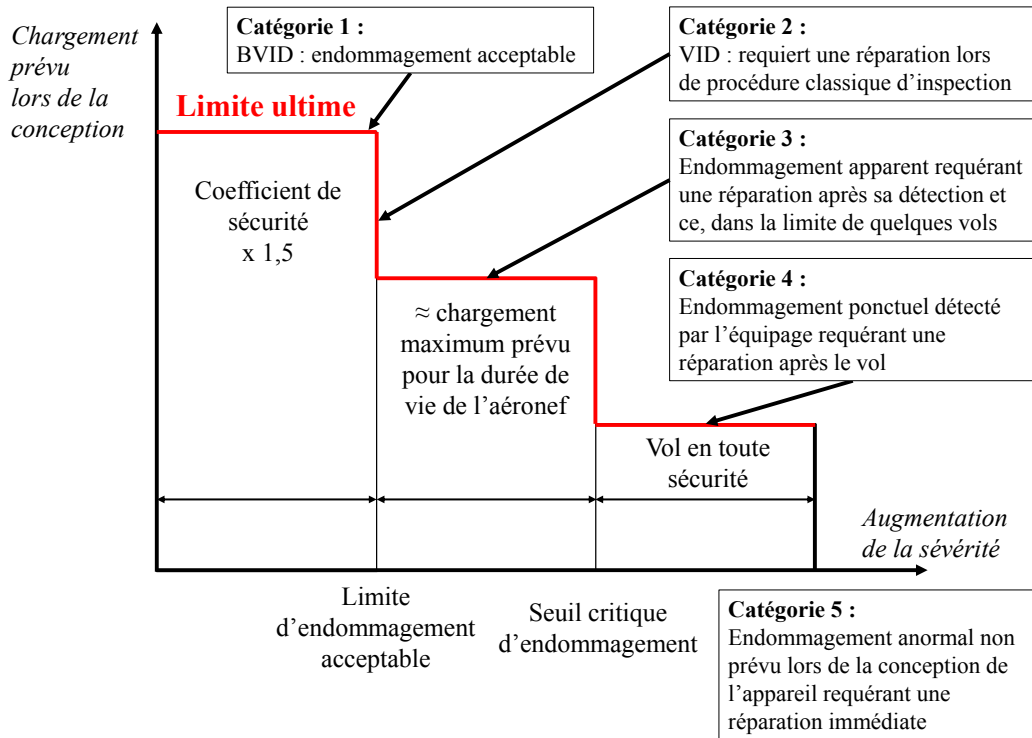
### 1.1 Dommages et réparations dans le milieu aéronautique

On distingue généralement deux grands types d'endommagement associés aux impacts ([Baker et al., 2015](#); [Hyunbum et Changduk, 2013](#)). Le premier concerne les endommagements peu visibles (Barely Visible Impact Damage, BVID) qui ne nécessitent pas de réparation de la structure, le second regroupe tous les endommagements visibles (Visible Impact Damage, VID) qui imposent une réparation de la structure. L'Administration Fédérale de l'Aviation des Etats-Unis (FAA)([Federal Aviation Administration, 1984](#)) propose quant à elle une classification plus fine autour de cinq catégories (Figure 1.1) :

- **Catégorie 1** : Les endommagements de catégorie 1 regroupent les défauts peu visibles qui peuvent ne pas être détectés lors d'un contrôle ou d'opérations de maintenance et qui n'empêchent pas la structure de supporter les charges ultimes (1,5 x charge maximale). Les endommagements regroupés dans cette catégorie sont les délaminages légers, les porosités et les rayures.
- **Catégorie 2** : La catégorie 2 regroupe les défauts qui peuvent être détectés de manière fiable lors des contrôles mais dont la taille et la position n'altèrent pas la faculté de la structure à résister au chargement limite. Une fois le dommage détecté, la structure doit être réparée lors de la prochaine opération de maintenance. On trouve dans cette catégorie les rayures profondes, les délaminages et décollements mais aussi les dégradations causées par l'environnement.
- **Catégorie 3** : On trouve dans cette catégorie les mêmes types d'endommagements que dans la précédente mais leurs dimensions sont ici plus importantes et/ou leur localisation est plus critique (pouvant amener à des déformations de la structure ou à des pertes de fonction). Pour cette catégorie, la structure doit être réparée dans un intervalle de temps plus court (quelques vols) et non lors des opérations de maintenance programmées.
- **Catégorie 4** : La catégorie 4 concerne les dommages ponctuels limitant les possibilités de vol et résultant d'un incident connu qui doivent être réparés dès leur détection ou juste après le vol (par exemple les éclatements de rotor ou de pneu,

les dégâts liés à la grêle..).

- **Catégorie 5 :** La cinquième catégorie d'endommagements englobe enfin tous les endommagements sévères ayant lieu au cours de vols ou au sol et qui ne sont pas prévus lors de la conception de l'aéronef. Les endommagements de cette catégorie doivent être signalés dès leur découverte et être réparés immédiatement. On peut citer notamment les collisions sévères (au sol) entre un véhicule et un aéronef (Figure 1.2), les pertes de pièces durant le vol, ou encore les dommages engendrés par des charges trop importantes au cours des vols ou lors d'atterrissages difficiles.



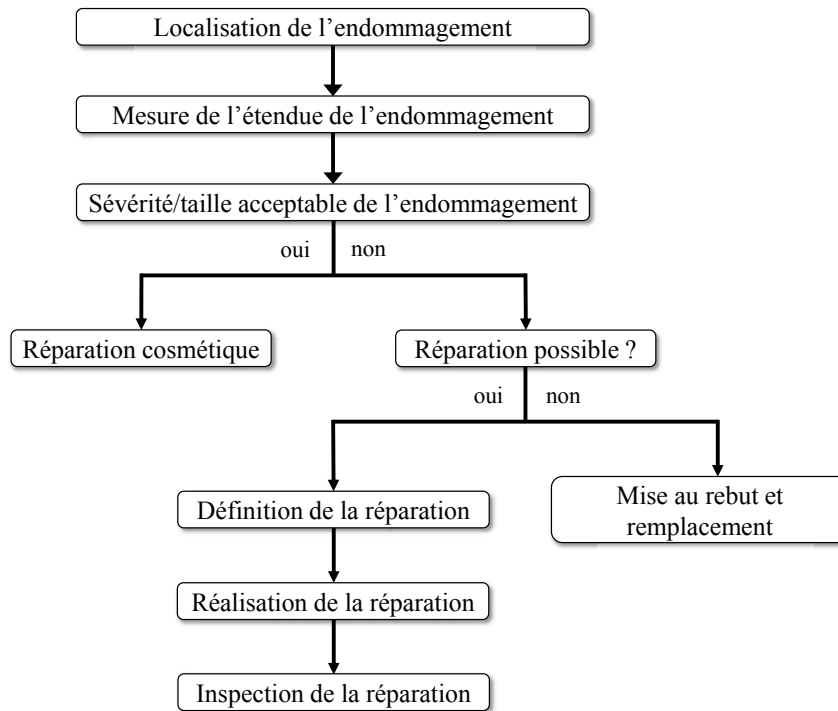
**FIGURE 1.1** – Catégories d'endommagements en fonction de leur sévérité ([Federal Aviation Administration, 1984](#))



**FIGURE 1.2** – Exemple d'endommagement de catégorie 5 causé par un choc avec un objet au sol ([Fualdes et Thévenin, 2006](#))



Ainsi, en fonction de la localisation et de la sévérité de l'endommagement, deux types de réparation peuvent être réalisés sur les structures composites aéronautiques primaires, les *réparations d'ordre cosmétique* et les *réparations structurales* (Hautier, 2010). La Figure 1.3 décrit le processus mis en place dans le secteur aéronautique pour déterminer le type de réparation à effectuer.



**FIGURE 1.3** – Processus de réparation d'une pièce composite endommagée dans le secteur aéronautique

### 1.1.1 Les réparations cosmétiques

Les réparations cosmétiques ont pour but de rétablir localement l'aérodynamisme de la structure ainsi que son aspect extérieur. Ce type de réparation est réalisé lorsque l'endommagement présent à la surface de la structure est mineur (porosités surfaciques, rayures, indentations légères...) et ne nécessite aucune réhabilitation mécanique. Aucun calcul d'ordre mécanique n'est donc mis en œuvre pour vérifier la tenue mécanique de ce type de réparation. On observe généralement trois endommagements traités par les réparations cosmétiques :

- Les *porosités de surface* (Figure 1.4) font partie des endommagements les plus mineurs mais peuvent facilement devenir très contraignantes. Les porosités de surfaces sont traitées par ponçage de la zone endommagée puis par application de résine dans cette même zone. La réparation est finalisée par l'application d'une couche de peinture (Hautier, 2010).
- Les *indentations légères* constituent le second cas de figure le plus rencontré. Cet

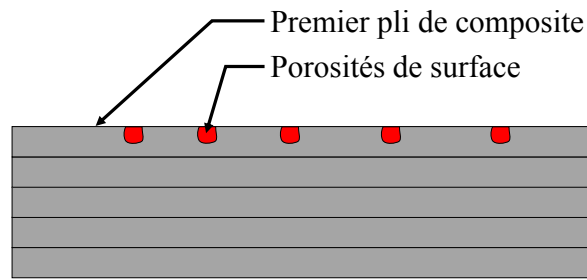


FIGURE 1.4 – Réparation de porosités de surface (Airbus, 2006)

endommagement résulte principalement d'un impact et peut être considéré comme mineur d'après la classification proposée dans la Figure 1.1. Le processus de réparation (Figure 1.5) implique de couvrir la zone indentée par un mélange de résine et de fibres de verre puis de recouvrir la réparation par un pli de fermeture (Hautier, 2010).

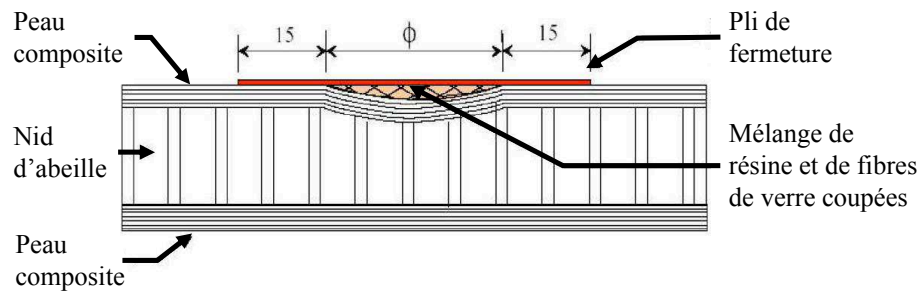
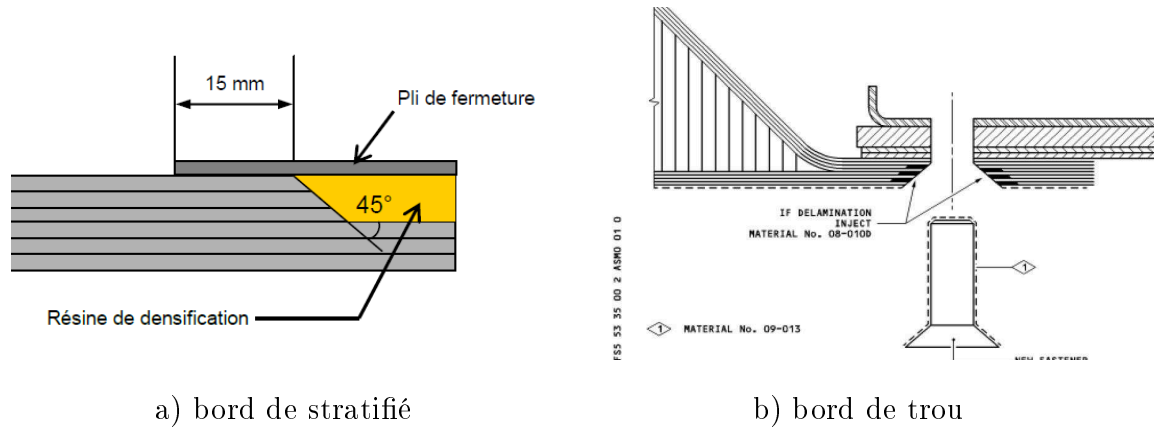


FIGURE 1.5 – Réparation d'une indentation légère (Airbus, 2006)

- Les apparitions de *dé laminages légers* en bord de stratifiés ainsi qu'en bord de trou sont elles aussi très fréquentes. Dans le premier cas, le défaut est généralement causé par un choc qui peut, par exemple, avoir lieu lors de la procédure d'assemblage des panneaux de composites. Si le phénomène est limité, la zone endommagée est supprimée et remplacée avec de la résine pour reconstituer la géométrie d'origine de la pièce. Dans le second cas, les dé laminages peuvent apparaître lors de l'opération de perçage préalable au montage des panneaux de composite (Liu *et al.*, 2012; Tsao *et al.*, 2012; Zitoune et Collombet, 2007). Dans ce type de situation, la documentation technique conseille de reboucher les « trous » avec de la résine (Hautier, 2010).

### 1.1.2 Les réparations structurales

Le remplacement d'une pièce de grande dimension présentant des dommages importants est souvent très onéreux. Afin de remédier à ce problème, des réparations dites *structurales* sont mises en œuvre. Ce type de réparation a pour objectif de restaurer les propriétés initiales de la structure *parent*, et ce, en termes de performance de fonctionnement, de rigidité, de sécurité et, accessoirement, d'apparence esthétique. Le principe des



**FIGURE 1.6** – Réparation d'un délaminage par infusion de résine ([Airbus, 2006](#))

réparations structurales est le suivant : la zone endommagée est retirée et remplacée ou recouverte par un *patch* (composite ou métallique), ce patch étant ensuite fixé à la structure initialement endommagée par l'intermédiaire de rivets ou d'un collage structural. Le flux d'efforts est alors transmis de la structure parent au patch par le biais des rivets ou de la colle ([USA Department of defense, 2002](#)).

### Choix d'un type de réparation

Le type de pièce endommagée (matériau, épaisseur, état de surface), sa configuration (chargement, position) et les exigences liées au type de réparation permettent ensuite de définir si celle-ci doit être fixée par rivetage ou par collage structural. Le Tableau 1.1 illustre quelques uns de ces facteurs.

Facteurs	Rivetage	Collage
Chargement peu important et structure fine ( $< 2,5$ mm)		x
Chargement important et structure épaisse ( $> 2,5$ mm)	x	x
Fortes contraintes de pelage	x	
Structure en nid d'abeilles		x
Surface adhérente sèche et propre	x	x
Surface adhérente humide et/ou contaminée	x	
Réparation requérant une obturation	x	x
Réparation requérant un démontage ultérieur	x	
Restauration de la résistance sans entaille		x

**TABLE 1.1** – Principaux facteurs permettant la détermination du type de fixation à utiliser pour une réparation structurale ([USA Department of defense, 2002](#))

### Préparation de la surface de réparation

Une fois que le type de réparation à réaliser et que son périmètre sont déterminés, la zone endommagée peut être préparée (la procédure de préparation est commune aux deux types de fixation dans le cas des réparations structurales). La première étape consiste à enlever la couche de peinture protectrice par ponçage manuel ou par d'autres moyens mécaniques. Vient ensuite l'ablation de la zone endommagée. Deux cas de figure peuvent alors se présenter. Si l'endommagement est limité aux premiers plis, celui-ci est supprimé par ponçage manuel (Figure 1.7). S'il s'est propagé à travers la structure, un découpage complet de la zone est effectué par divers moyens (usinage conventionnel, découpe laser ou jet d'eau (Baker, 2006; Katnam *et al.*, 2013)). Enfin, la dernière phase de la préparation a pour but de vérifier l'état de propreté de la surface qui recevra la réparation. En effet, pour que la réparation soit efficace et donc que la structure parent recouvre ses propriétés initiales, il est indispensable que la surface réceptrice soit exempte d'humidité et/ou de contaminants (poussières liées à l'usinage par exemple) (Ameli *et al.*, 2011; USA Department of defense, 2002).



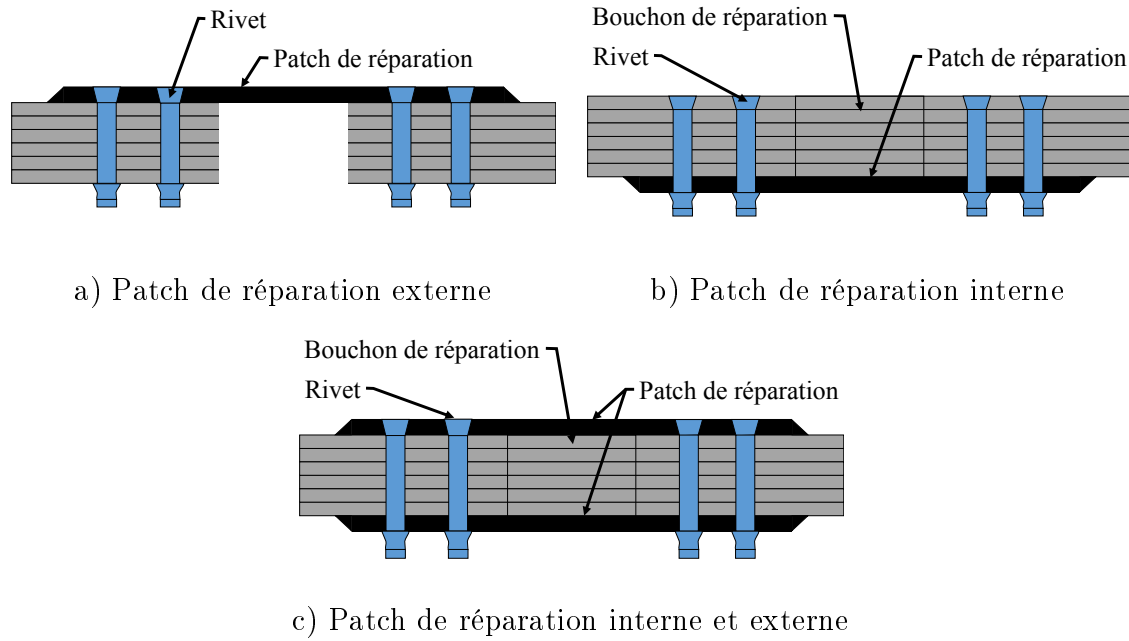
FIGURE 1.7 – Ablation d'une zone endommagée par ponçage (Baker, 2006)

### Les réparations structurales rivetées

Les réparations rivetées peuvent comporter un patch de réparation externe ou interne qui travaille en simple cisaillement, ou bien deux patches de réparation situés de chaque côté de la structure parent travaillant alors en double cisaillement (Figure 1.8). Dans les deux cas, le chargement mécanique est transféré à la structure parent par l'intermédiaire du (ou des) patch(s) et des rivets.

Dans ce type de réparation, le patch qui est la partie la plus simple à réaliser, peut être constitué de différents matériaux. Il existe des patches métalliques (en aluminium, titane ou acier), mais également des patches composites (en carbone-époxyde ou en fibres de verre-époxyde). Les patches en titane et en carbone-époxyde sont les plus utilisés lorsqu'il s'agit de réparer des structures aéronautiques supportant des chargements importants. La réparation des structures qui supportent des déformations et des chargements en fatigue

élevés s'appuie quant à elle toujours sur l'utilisation de patches en carbone-époxyde. La fixation de la réparation est majoritairement réalisée par des rivets de titane, d'alliage de nickel ou d'acier inoxydable afin de limiter les risques de corrosion (USA Department of defense, 2002).

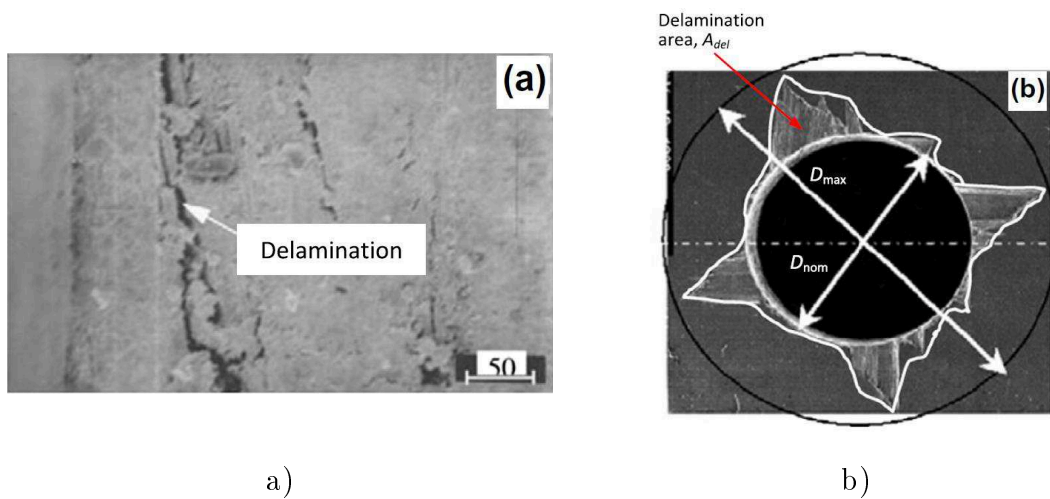


**FIGURE 1.8** – Différents types de réparations structurales fixées par rivetage (USA Department of defense, 2002)

Malgré la facilité de réalisation du patch, ce type de réparation présente certains désavantages. Tout d'abord, une surface suffisamment importante doit être disponible autour de la zone endommagée pour permettre l'implantation du patch et du grand nombre de rivets nécessaires à la transmission des efforts de cisaillement (Figure 1.9). En effet, la certification d'une réparation rivetée repose sur la garantie de pouvoir transmettre les charges dans le cas de la défaillance d'un rivet sur deux. Outre le fait de modifier l'aérodynamisme de l'appareil (si le patch est épais), le grand nombre de rivets accroît parallèlement la masse de l'appareil et génère de ce fait une consommation accrue de carburant (Armstrong *et al.*, 2005; Katnam *et al.*, 2013). Également, l'utilisation d'un patch externe seul conduit à une excentration du chargement du fait de son décalage par rapport à la fibre neutre. Même s'il est possible d'ajouter un patch interne pour que l'effort de cisaillement se rapproche de la fibre neutre, cette solution n'est pas toujours réalisable car les rivets internes peuvent interférer avec la structure de l'aéronef. Enfin, l'opération de perçage préalable à l'implantation des rivets est longue et fastidieuse et peut induire elle-même de nouveaux dommages (Figure 1.10) (Liu *et al.*, 2012; Tsao *et al.*, 2012; Zitoune et Collombet, 2007).



**FIGURE 1.9** – Réparation par patch riveté sur un fuselage de Boeing (Hautier, 2010)

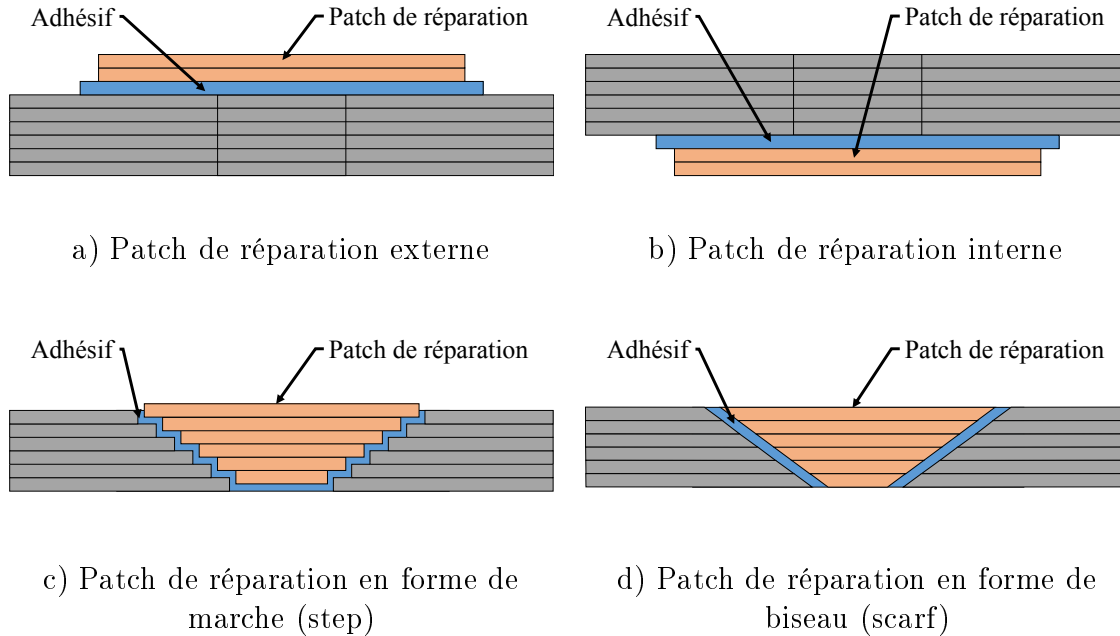


**FIGURE 1.10** – Délaminages générés lors de l'opération de perçage : a) coupe d'un composite fibre de verre-époxyde, b) surface d'un composite carbone-époxyde (Liu *et al.*, 2012)

### Les réparations structurales collées

Les réparations par collage diffèrent de celles par rivetage par le remplacement de la zone endommagée par une pièce saine de même matériau que celui de la structure parent. L'utilisation de cette technique permet alors de réduire le poids additionnel et tend à préserver le profil aérodynamique de l'appareil (patch affleurant ou presque la surface de la structure parent) (Baker *et al.*, 2015; Harman et Wang, 2006), ce qui présente l'avantage de limiter l'augmentation de la consommation de carburant liée à la réparation (Katnam *et al.*, 2013). De plus, on constate une meilleure répartition des efforts mécaniques et une meilleure tenue à la fatigue par rapport aux réparations rivetées (Maldague, 1993). Les réparations par collage structural utilisent soit des patchs internes soit des patchs externes (Figure 1.11). Les réparations par patchs internes sont généralement mises en œuvre sous la forme de marches d'escalier (*step lap repair*) ou de biseaux (*scarf repair*, Figure 1.12). Dans ces deux configurations, l'angle d'inclinaison de la réparation est compris entre 3 et 5° (Baker *et al.*, 2015; Harman et Wang, 2006). Un tel angle permet de transmettre les charges mécaniques à la structure parent par le biais d'efforts de cisaillement uniformes

ainsi que de minimiser les contraintes de pelage au sein du joint de colle ([Goulios et Marioli-Riga, 2001](#); [Katnam \*et al.\*, 2013](#); [Tomblin \*et al.\*, 2004](#); [Wang et Gunnion, 2009](#)). En outre, l'excentricité du chargement en cisaillement est réduite par le quasi alignement de la fibre neutre du patch et de la structure parent.



**FIGURE 1.11** – Différents types de réparations structurales fixées par collage structural ([USA Department of defense, 2002](#))

En dépit de ces avantages, les réparations par collage sont plus fastidieuses à réaliser et requièrent un personnel possédant un haut niveau de qualification. Effectivement, le drapage du patch doit être très précis pour coïncider avec la structure parent et la polymérisation du patch doit être opérée en autoclave au risque d'une perte de résistance mécanique. Du reste, la tenue mécanique du collage dépend de nombreux facteurs (type d'adhésif, état de la surface...) et est très sensible à la présence de défauts après polymérisation (porosités, kiss-bonding,...).



**FIGURE 1.12** – Réparation collée de type scarf ([Caminero \*et al.\*, 2012](#))

## 1.2 Les techniques actuelles de contrôle non destructif des réparations

La performance d'une réparation collée dépend grandement des compétences et du savoir-faire de l'opérateur, une erreur d'origine humaine pouvant en effet influencer de manière significative sur la résistance et la durabilité d'une réparation collée (Davis et Bond, 1999; Katnam *et al.*, 2013). Il est donc impératif de vérifier l'intégralité structurale des réparations collées avant la remise en service de l'aéronef initialement endommagé. Pour ce faire, de nombreuses techniques de contrôle non destructif sont utilisées dans le milieu industriel, dont l'objectif est avant tout de détecter la présence de discontinuités (vides, fissures) dans le collage.

### 1.2.1 Mesures ultrasonores

#### 1.2.1.1 Tap test

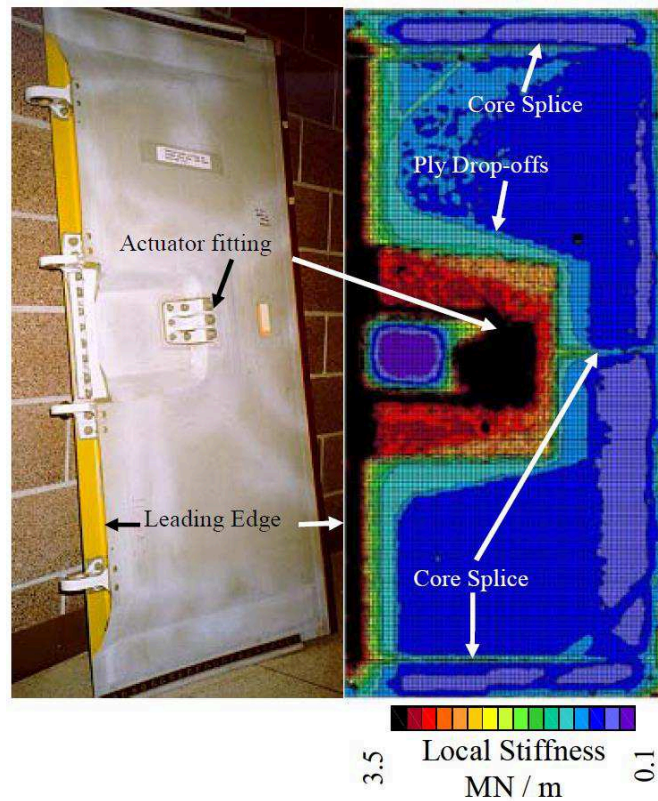
L'inspection par *tap test* est indiscutablement la technique la plus utilisée pour analyser les structures composites et plus particulièrement les collages des structures sandwich (Hsu, 2008; Panagiotidis, 2007). Du fait de sa forte utilisation et de son coût peu élevé (Bareen, 2009; Katnam *et al.*, 2013; Poudel *et al.*, 2016), cette technique consistant à taper manuellement sur une zone suspecte (à l'aide d'une petite pièce métallique) et à observer la réponse sonore pour déduire la santé matière (les sons à basse fréquence indiquent que la pièce testée est endommagée) a reçu de nombreuses améliorations. Les industries Mitsui Heavy, par exemple, ont développé un instrument dénommé Woodpecker permettant de réaliser des contrôles de type tap test assistés par ordinateur, excluant alors toute erreur d'origine humaine. La Figure 1.13 présente le résultat de l'analyse d'un aileron de Boeing 767 réalisée par tap test.

En dépit de sa forte utilisation sur le plan industriel, notons que cette technique permet seulement l'identification du délaminage au niveau des premiers plis. De plus, la quantification des dommages causés par des impacts est quasiment impossible du fait de leur profondeur importante (Adams et Drinkwater, 1997; Baker *et al.*, 2015).

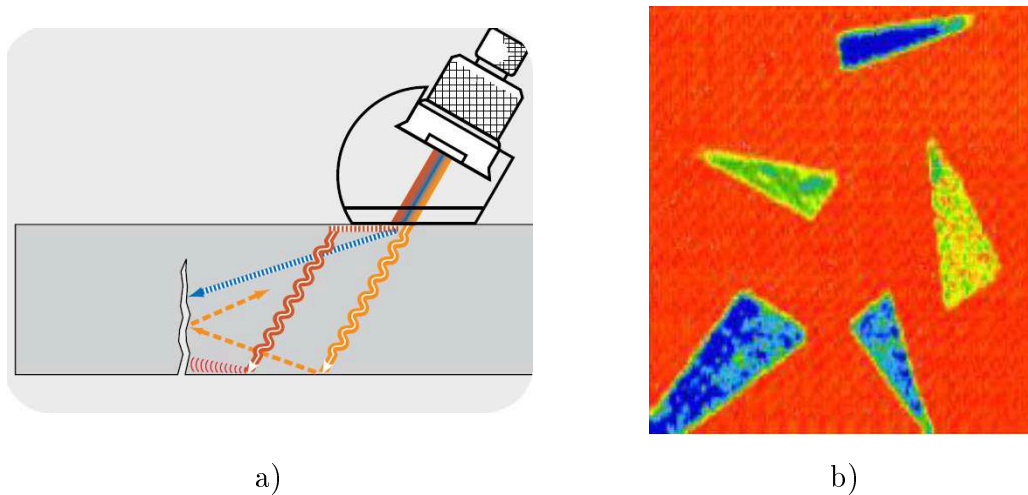
#### 1.2.1.2 Ondes volumiques

Les *ultrasons* sont des vibrations mécaniques (générées par un transducteur) qui se propagent dans tout support matériel présentant une certaine élasticité (solide, liquide ou gaz). Lorsque les ondes vibratoires rencontrent des hétérogénéités, le récepteur perçoit une différence d'impédance à partir de laquelle on peut localiser et quantifier les défauts (Adams et Drinkwater, 1997; Hsu, 2008; Katnam *et al.*, 2013). Le signal sonore étant particulièrement sensible aux différences de densité, les délaminages sont perçus comme des lames d'air (ou d'eau) dans un milieu homogène et sont facilement détectables par cette technique (Hautier, 2010).





**FIGURE 1.13** – Analyse par tap test (avec un accéléromètre en guise de masse) d'un aileron de Boeing 767 (Hsu, 2008)



**FIGURE 1.14** – Analyse par ultrasons : a) schéma de principe (Olympus, 2008), b) C-scan d'un composite carbone-époxyde avec inserts Téflon (Framezelle *et al.*, 2011)

Cette méthode comporte pourtant quelques inconvénients comme le risque de pollution du matériau par le milieu couplant, la nécessité d'étalonnage (choix de la fréquence d'inspection en fonction des hétérogénéités) et surtout la nécessité d'accéder aux deux côtés de la structure inspectée (Baker *et al.*, 2015). Néanmoins, des recherches menées par (Liu *et al.*, 2006) ont montré qu'il est possible de contrôler l'empilement des stratifiés en utilisant cette technique avec de hautes fréquences.

### 1.2.1.3 Ondes de Lamb

Ces méthodes exploitent la propagation d'ondes au sein de plaques solides semi-infinies (Adams et Drinkwater, 1997; Su *et al.*, 2006). Les déplacements de ces ondes se font à la fois dans leurs directions de propagation (parallèlement à la surface de la plaque), et perpendiculairement au plan de la plaque. Comme précédemment, la présence d'hétérogénéités est déduite des perturbations rencontrées lors de la propagation des ondes. Pour chacune des positions du transducteur une ligne étant inspectée avec cette technique, elle s'avère plus rapide que l'inspection par ondes volumiques (où seule une mesure ponctuelle est réalisée) et également moins onéreuse car elle ne nécessite pas l'utilisation d'un milieu couplant (Hautier, 2010).

Bien qu'il soit répandu dans le domaine des matériaux métalliques, ce type d'inspection est encore en cours de développement dans le secteur des matériaux composites et reste peu utilisé dans l'industrie. Toutefois, il est abondamment mis en place au niveau du développement des procédés de contrôle de santé structurale (Structural Health Monitoring) où il est employé pour instrumenter des patches composites dits « intelligents » permettant ainsi une surveillance continue de la santé structurale du patch (Baker *et al.*, 2015; Katnam *et al.*, 2013).

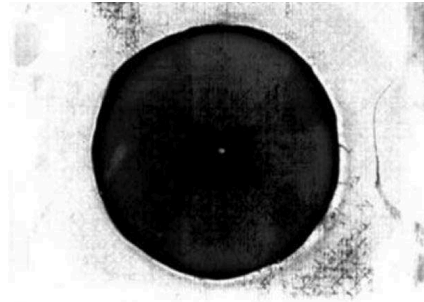
### 1.2.2 Mesures densimétriques

Les *mesures de champs densimétriques par rayons X* sont employées depuis de nombreuses années dans le milieu industriel pour réaliser des contrôles non destructifs (Figure 1.15) (Adams et Drinkwater, 1997; Badel, 2008; Caminero *et al.*, 2013). Dans l'industrie aéronautique, ces contrôles bénéficient d'une normalisation (AIT, 2009, 2008). Depuis quelques années, les mesures densimétriques sont en plein essor, notamment grâce au secteur médical. La radiographie par rayons X (2D) est devenue incontournable, tandis que la tomographie, son équivalent en 3D, se développe considérablement (Brault, 2013).

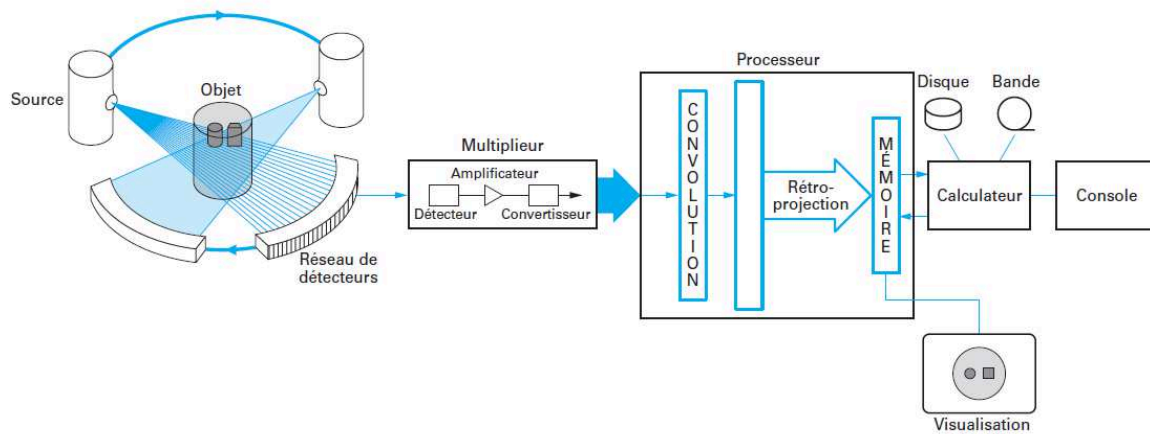
Les méthodes de radiographie et tomographie sont basées sur l'émission d'un faisceau de rayons X traversant un objet. Un détecteur réceptionne le faisceau résiduel transmis et permet la visualisation de la microstructure de l'objet étudié (cas de la radiographie, Figure 1.15). En tomographie, cette démarche est mise en place pour de multiples positions angulaires appelées projections (Figure 1.16). L'ensemble de ces projections est ensuite traité informatiquement pour réaliser la reconstruction volumique de l'objet, permettant ainsi l'accès aux informations de sa structure interne (Figure 1.17). L'intensité du signal reçu varie selon la capacité d'absorption des matériaux, qui est liée notamment à leur densité, ce qui permet d'identifier les défauts ou hétérogénéités au travers des différents niveaux de gris des images numériques (Thiery, 2016).

En ce qui concerne les matériaux composites, le contraste provoqué par la microstructure est difficilement observable et demande un équipement très sensible voire un rayonnement de type synchrotron dans le but de bénéficier des meilleures possibilités en

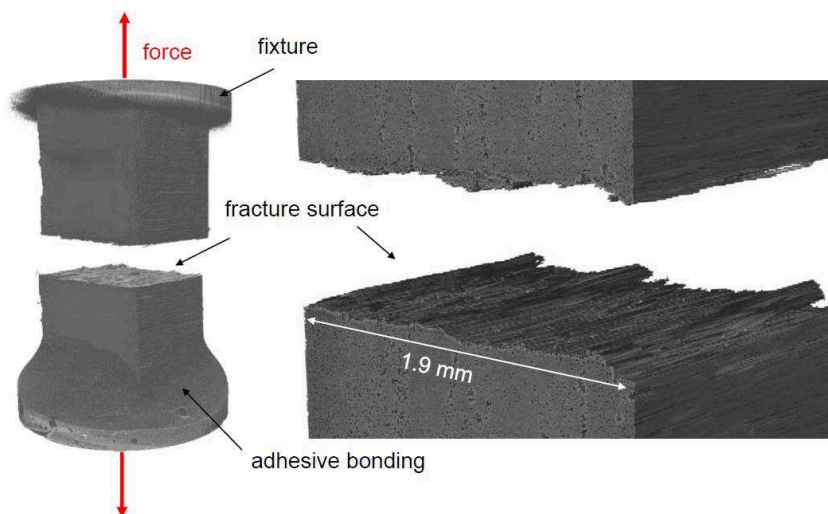
terme de résolution spatiale et de détection des contrastes ([Brault, 2013](#)).



**FIGURE 1.15** – Radiographie d’une éprouvette carbone-époxyde réparée par un patch circulaire collé ([Caminero \*et al.\*, 2013](#))



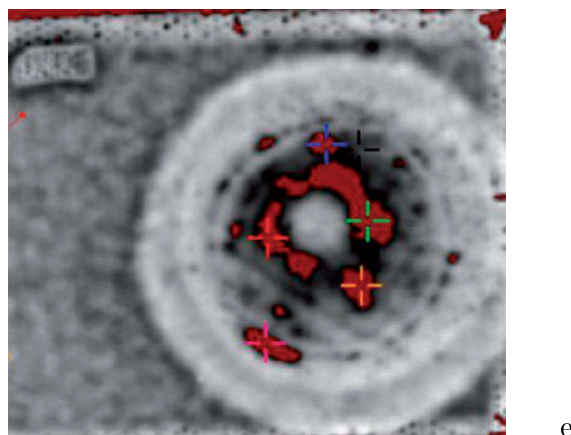
**FIGURE 1.16** – Schéma de principe d’une analyse par tomographie à rayons X ([Thiery, 2016](#))



**FIGURE 1.17** – Scan 3D obtenu par tomographie à rayons X sur une éprouvette carbone-époxyde ([Kalafat \*et al.\*, 2015](#))

### 1.2.3 Mesures thermiques

Parmi les mesures thermiques, la technique de la *Thermographie InfraRouge* (TIR) est aujourd'hui couramment employée pour contrôler l'intégrité structurale d'une pièce. La thermographie infrarouge dite active, employée en Contrôle Non Destructif (CND) pour des analyses de la santé matière du matériau, consiste à solliciter thermiquement une pièce à l'aide d'une source lumineuse (par exemple une lampe halogène ou flash) et à enregistrer le champ thermique induit en surface de la pièce. Ce dernier correspond alors à la chaleur emmagasinée puis émise par la pièce inspectée et les hétérogénéités au sein des champs thermiques permettent de détecter certains défauts présents dans le matériau (Figure 1.18). Cette méthodologie et ses diverses variantes ont clairement fait leurs preuves en matière de CND et leur emploi se développe nettement dans le secteur de l'aéronautique (Aktas *et al.*, 2015; Garnier, 2011; Lizaranzu *et al.*, 2015; Munoz *et al.*, 2013; Péronnet, 2012).



**FIGURE 1.18** – Analyse par thermographie infrarouge d'une structure sandwich carbone-époxyde réparée par patch composite collé (Poudel *et al.*, 2016)

Outre ses performances de détection, cette technique présente par ailleurs des avantages notables pour les applications industrielles tels que la facilité de mise en œuvre, la maniabilité et la rapidité. L'ensemble de ces arguments nous ont donc naturellement incité à s'intéresser à celle-ci en vue de l'étude des réparations de structures aéronautiques primaires. On se propose donc dans ce qui suit de développer plus précisément les principes physiques et les méthodologies de contrôle associés à la thermographie infrarouge.

## 1.3 La thermographie infrarouge

La thermographie infrarouge est basée sur l'étude du rayonnement d'ondes électromagnétiques dans le domaine de l'infrarouge émis par un échantillon (ou une structure) à la suite d'une sollicitation. La traduction de ce rayonnement de surface en champs thermiques permet d'observer certains phénomènes (existence de défauts, évolution de processus dissipatifs) au niveau de la microstructure de l'échantillon.

### 1.3.1 Le rayonnement électromagnétique

Tout corps émet et absorbe du rayonnement électromagnétique. Lorsque les ondes émises sont caractérisées par des longueurs d'ondes comprises entre  $0,3\mu\text{m}$  et  $1000\mu\text{m}$ , le rayonnement se traduit par une émission de chaleur provenant de l'agitation moléculaire, on parle alors de rayonnement thermique. Le spectre infrarouge correspond à des longueurs d'ondes comprises entre  $0,759\mu\text{m}$  et  $1000\mu\text{m}$  et se décompose en trois domaines : l'infrarouge proche (de  $0,759\mu\text{m}$  à  $3\mu\text{m}$ ), l'infrarouge moyen (de  $3\mu\text{m}$  à  $5\mu\text{m}$ ) et l'infrarouge lointain (de  $5\mu\text{m}$  à  $1000\mu\text{m}$ ) (Maldague, 1993; Taine et Petit, 1995). La bande spectrale classique en mesure par thermographie infrarouge est située entre  $2\mu\text{m}$  et  $15\mu\text{m}$ .

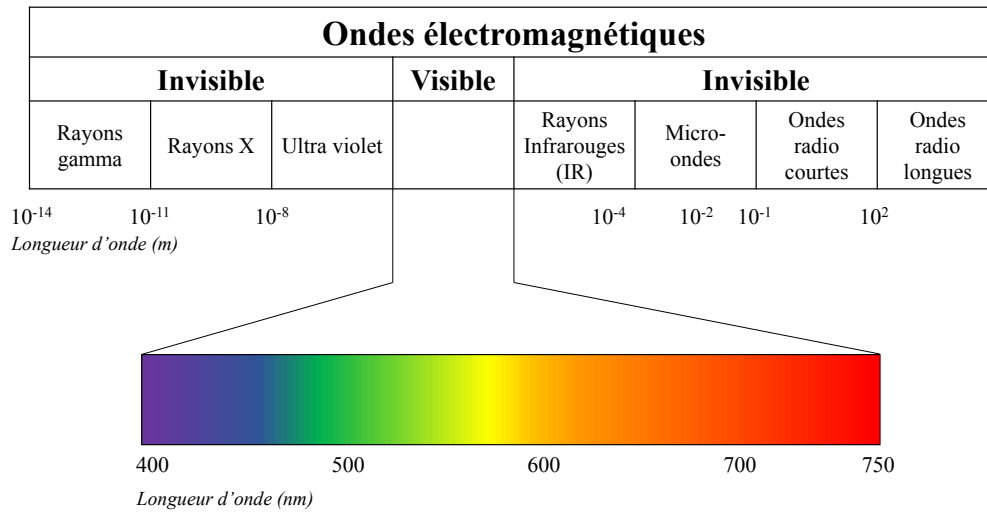


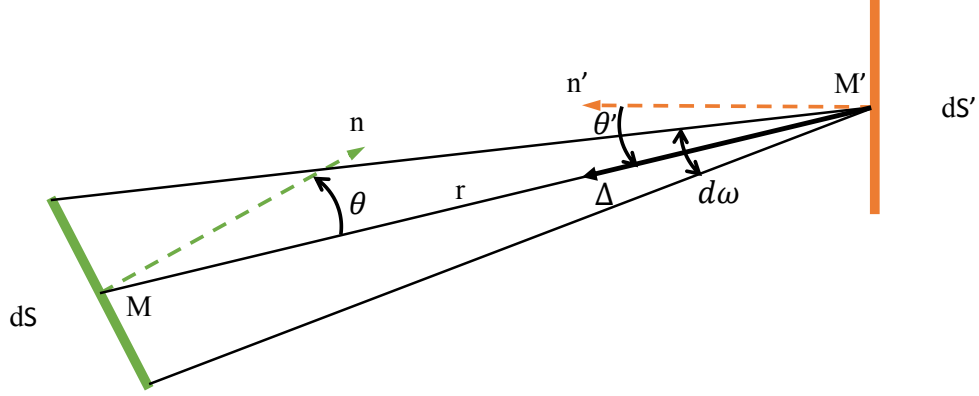
FIGURE 1.19 – Spectre électromagnétique (Marchio et Reboux, 2008)

#### 1.3.1.1 Définitions

Afin de mieux comprendre le principe du rayonnement thermique par un corps, il est nécessaire d'introduire quelques notions fondamentales. On pourra se référer à (Bianchi *et al.*, 2004; Clerjaud, 2010; Maldague, 1993; Marchio et Reboux, 2008) pour davantage de détails.

Considérons l'échange radiatif entre deux surfaces élémentaires  $dS$  (autour d'un point  $M$  et de normale unitaire  $n$ ) et  $dS'$  (autour d'un point  $M'$  et de normale unitaire  $n'$ ). Le vecteur unitaire  $\Delta$  correspond à la direction de la droite  $(MM')$  et  $r$  désigne la distance entre  $M$  et  $M'$  (Figure 1.20). On s'intéresse au rayonnement thermique de la surface  $dS$  (de température  $T$ ) émis sous forme d'ondes électro-magnétiques suivant toutes les longueurs d'ondes et dans toutes directions. On note  $d\omega$  l'angle solide sous lequel on voit de  $M$  la surface  $dS'$  ( $d\omega = \frac{dS' \cos \theta'}{r^2}$  où  $\theta' = (n', \Delta)$ ).

La luminance monochromatique (ou spectrale)  $L_{M,\Delta}^\lambda$  (en  $\text{W m}^{-2} \text{sr}^{-1} \text{m}^{-1}$ ) au point  $M$  dans la direction de normale unitaire  $\Delta$  est le flux thermique  $d\phi$  émis par  $dS$  par unité



**FIGURE 1.20** – Emission d’une surface  $dS$  vers une surface  $dS'$  (d’après (Marchio et Reboux, 2008))

de surface apparente (projetée dans le plan normal à  $\Delta$ ,  $\theta = (-\Delta, n)$ ), par unité d’angle solide et par unité de longueur d’onde :

$$L_{M,\Delta}^\lambda = \frac{d\phi}{\cos\theta dS d\omega d\lambda} \quad (1.1)$$

La luminance totale  $L_{M,\Delta}$  dans la direction  $\Delta$  est donnée par la somme des contributions pour toutes les longueurs d’ondes :

$$L_{M,\Delta} = \int_0^\infty L_{M,\Delta}^\lambda d\lambda \quad (1.2)$$

L’émittance hémisphérique monochromatique (ou spectrale)  $E_{M,\Delta}^\lambda$  (en  $\text{W m}^{-2} \text{m}^{-1}$ ) au point  $M$  dans la direction de normale unitaire  $\Delta$  est quant à elle définie comme le flux émis par  $dS$  par unité de surface dans tout le demi-espace supérieur vu par  $dS$  (soit dans le sens de  $n$ ) et par unité de longueur d’onde :

$$E_{M,\Delta}^\lambda = \frac{d\phi}{dS d\lambda} = \int_{\frac{1}{2}\text{espace}} L_{M,\Delta}^\lambda \cos\theta d\omega \quad (1.3)$$

De manière analogue à la luminance, l’émittance hémisphérique totale est obtenue par intégration sur toutes les longueurs d’ondes :

$$E_{M,\Delta} = \frac{d\phi}{dS} = \int_0^\infty E_{M,\Delta}^\lambda d\lambda \quad (1.4)$$

Une source vérifie la loi de Lambert lorsque sa luminance monochromatique est indépendante de la direction considérée (diffusion isotrope ou diffuse), soit  $L_{M,\Delta}^\lambda = L_M^\lambda$ . Dans ce cas, il vient alors une relation simple entre luminance et émittance :

$$E_M^\lambda = \pi L_M^\lambda \quad \text{soit encore} \quad E_M = \pi L_M \quad (1.5)$$

### 1.3.1.2 Le rayonnement thermique du corps noir

Un *corps noir* est un objet idéal capable d'absorber toutes les radiations incidentes quelles que soient leurs longueurs d'ondes et inversement (il renvoie également toutes les radiations uniformément dans toutes les directions). Il s'agit d'un corps lambertien et son spectre électromagnétique ne dépend que de sa température. Ses valeurs de luminance et d'émittance servent donc de référence au rayonnement des corps réels et permettent d'étalonner les dispositifs de mesure par thermographie infrarouge (Maldague, 1993).

Si un corps noir atteint l'équilibre thermique pour une température  $T$ , sa luminance spectrale (notée avec un indice  $b$ ) est spécifiée par la loi de Planck :

$$L_b^\lambda = \frac{2hC_0^2}{\lambda^5 [\exp(\frac{hC_0}{\lambda KT}) - 1]} \quad (1.6)$$

avec  $C_0 = 2,997.10^8 \text{ m s}^{-1}$  la célérité de la lumière dans le vide,  $h = 6.626.10^{-34} \text{ J s}$  la constante de Planck,  $K = 1,38.10^{-23} \text{ J K}^{-1}$  la constante de Boltzmann. En combinant les équations (1.5) et (1.6) puis en intégrant sur l'ensemble des longueurs d'ondes, on en déduit la loi de Stephan-Boltzmann qui relie l'émittance totale d'un corps noir à sa température de surface :

$$E_b = \pi L_b = \int_0^\infty L_b^\lambda d\lambda = \sigma T^4 \quad (1.7)$$

où  $\sigma = 5,669610^{-8} \text{ W m}^{-2} \text{ K}^{-4}$  désigne la constante de Stephan-Boltzmann.

### 1.3.1.3 L'émission des corps réels

Lorsqu'un corps réel est soumis à un flux thermique incident ( $\Phi_i$ ), son comportement ne suit pas exactement celui d'un corps noir. Une partie du flux est en effet absorbée par le corps ( $\Phi_a$ ), une partie est transmise ( $\Phi_t$ ) et une dernière est réfléchie ( $\Phi_r$ ) (Figure 1.21) :

$$\Phi_i = \Phi_r + \Phi_a + \Phi_t \quad (1.8)$$

En radiothermométrie, on s'intéresse généralement à des corps opaques aux longueurs d'ondes des sources lumineuses, d'où  $\Phi_t = 0$ . De manière générale, les différentes composantes de l'équation (1.8) sont définies par la longueur d'onde, l'orientation de la surface analysée, la température (ambiante et celle de l'échantillon) ou encore l'état de surface (Maldague, 1993). Lors de la stimulation thermique d'un matériau, le flux absorbé  $\Phi_a$  augmentera l'énergie interne de l'échantillon analysé, induisant par là un échauffement. Le flux qu'il émet en conséquence ( $\Phi_e$ ) est alors fonction de sa température et, à l'équilibre,  $\Phi_e = \Phi_a$  (Pajani, 2013).

Pour les objets réels, dont la capacité d'absorption est limitée, la part de radiation thermique émise correspond à une fraction de la part de radiation thermique d'un corps noir, donnée par une propriété de surface appelée *émissivité* ( $\varepsilon$ ). Par exemple, un objet avec une émissivité de 0,5 émettra seulement la moitié de l'énergie totale qu'émettrait un

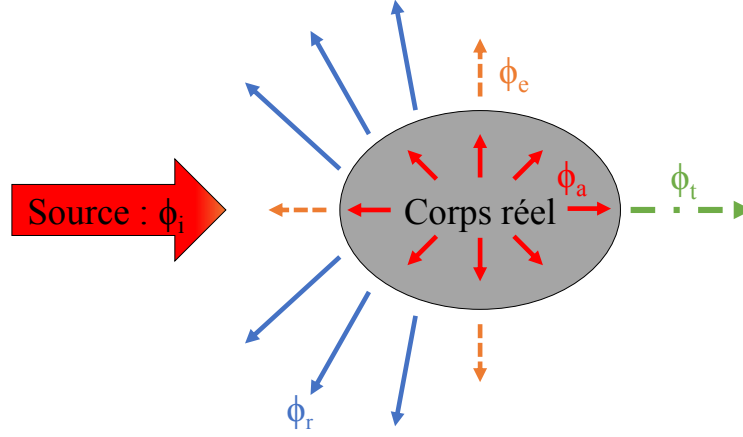


FIGURE 1.21 – Bilan radiatif d'un corps réel

corps noir à la même température. Dans le cas des corps réels, la luminance spectrale est ainsi telle que (Maldague, 1993) :

$$L_{M,\Delta}^\lambda = \varepsilon(M, \lambda, \Delta, T) L_b^\lambda \quad (1.9)$$

où apparaît la dépendance de l'émissivité notamment vis-à-vis de la longueur d'onde, de l'angle d'inclinaison de la surface et de la température.

#### 1.3.1.4 Les capteurs infrarouges

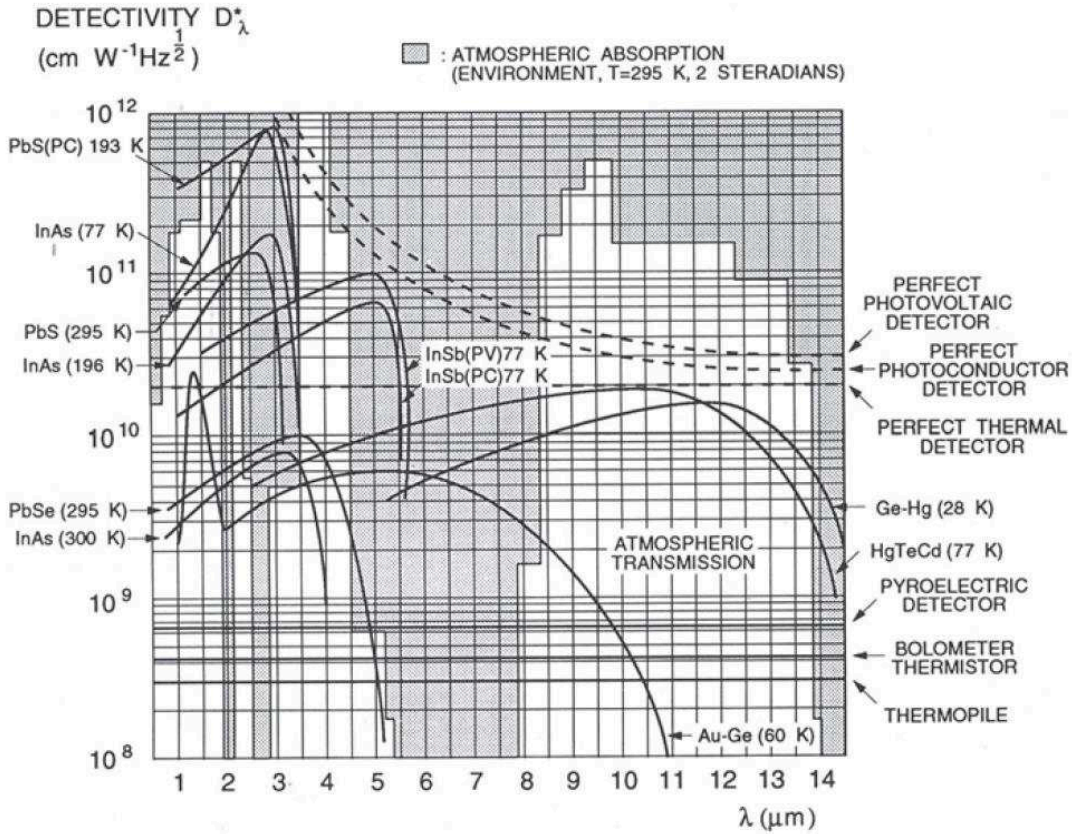
Le rayonnement thermique émis par la pièce ou la structure inspectée est enregistré par la caméra thermique à l'aide de *capteurs infrarouges thermiques* ou *photoniques* (Dallibert et Servant, 2000; Gaussorgues *et al.*, 1996; Maldague, 1993). Les gammes spectrales pouvant être observées par ces capteurs sont décrites à la Figure 1.22.

Les capteurs infrarouges thermiques absorbent les radiations et voient leur température évoluer en fonction de la quantité de radiation absorbée. La mesure de la variation de température du matériau est alors traduite en signal électrique. Tout élément possédant des propriétés physiques sensibles à la température peut donc être utilisé comme capteur infrarouge thermique. On trouvera par exemple dans cette catégorie les résistances thermiques (bolomètres), les thermopiles ou encore les cristaux liquides. Les détecteurs pyroélectriques, constitués de lames cristallines ou polycristallines produisant une charge électrique sous l'action d'un échauffement, sont les plus utilisés dans cette catégorie (Dallibert et Servant, 2000; Gaussorgues *et al.*, 1996; Maldague, 1993).

La caméra infrarouge employée dans ce travail de thèse utilise des détecteurs photoniques qui mesurent quant à eux la quantité de photons de manière directe. Leur temps de réponse est plus bref que les capteurs thermiques, ce qui a largement contribué à leur développement en radiothermométrie. Les nouvelles générations de caméras intègrent une multitude de ces capteurs (communément composés de Si, InAs, InSb, HgCdTe (Maldague, 1993)), disposés sous forme d'une matrice au sein de la caméra thermique. Chaque



capteur est indépendant et renvoie une mesure (du rayonnement thermique) correspondant à un pixel du thermogramme (image thermique). Notons cependant que la disparité des caractéristiques des capteurs peut affecter la précision des résultats, ce qui nécessite une procédure de Correction de Non Uniformité (NUC) pour uniformiser l'image obtenue (Maldague, 1993; Pastor, 2007).



**FIGURE 1.22** – Gammas spectrales pouvant être observées par les détecteurs thermiques (Maldague, 1993)

### 1.3.1.5 Étalonnage

Selon la quantité de photon reçue, le capteur photonique renvoie une tension électrique exprimée en valeur numérique (DL). La conversion de cette valeur numérique en température  $T$  est effectuée à l'aide d'une fonction de transfert non linéaire inspirée de la loi de Planck (1.7) :

$$S = \frac{R}{\exp\frac{B}{T} - F} \quad (1.10)$$

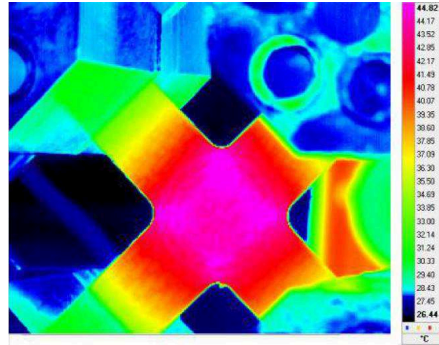
avec  $S$  le signal électrique mesuré par le capteur de la caméra thermique et  $(R, B, F)$  les coefficients d'étalonnage propres à la caméra. La définition de cette fonction et de ses paramètres est généralement réalisée par le constructeur au cours d'une procédure d'étalonnage basée sur l'étude d'un corps noir (Pastor, 2007).

### 1.3.2 Méthodes de mesure par thermographie infrarouge

Maintenant que nous avons identifié la chaîne de mesures radiothermométriques, deux catégories de contrôle permettant de réaliser des mesures par thermographie infrarouge peuvent être distinguées : la *thermographie passive* employée pour le suivi d'essais mécaniques et la *thermographie active* dont les applications s'inscrivent dans des démarches de contrôle non destructif.

#### 1.3.2.1 La thermographie passive

Lors de la mise en œuvre de ce type d'analyse, la caméra thermique est simplement positionnée devant la pièce à analyser. L'analyse par thermographie infrarouge passive consiste à mesurer les échauffements internes d'une pièce induits par sa déformation lors de sollicitations généralement mécaniques (voir par exemple Fig. 1.23). L'observation de l'évolution du champ de température surfacique permet alors de caractériser des phénomènes thermoélastiques ou dissipatifs tels que la plasticité ou l'endommagement au sein du matériau (Chrysochoos *et al.*, 1989; Goidescu *et al.*, 2013; Montesano *et al.*, 2013; La Rosa et Risitano, 2000; Munoz, 2015). A l'aide de l'équation de la chaleur, les données spatiales et temporelles obtenues dans ce cadre permettent en effet d'établir les sources de dissipation du matériau (Valès *et al.*, 2016) (Fig. 1.24).

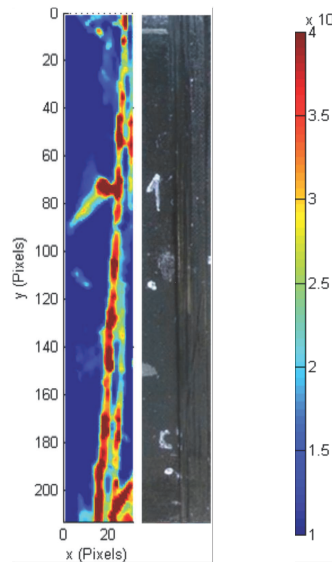


**FIGURE 1.23** – Thermogramme d'une éprouvette cruciforme carbone-époxyde sollicitée en traction bi-axiale (Busca, 2014)

#### 1.3.2.2 La thermographie active

La thermographie infrarouge active consiste à mesurer les radiations thermiques d'une pièce induites par une excitation extérieure. Cette dernière peut être générée par des ultrasons (Maillard *et al.*, 2008), des courants de Foucault (Maillard *et al.*, 2008), des vibrations (Framezelle *et al.*, 2011; Potet, 2004) ou, le plus fréquemment par des sources lumineuses (lampes halogènes, flash ou sodium, lasers) (Poudel *et al.*, 2016; Aktas *et al.*, 2015; Lizaranzu *et al.*, 2015). Certaines d'entre elles sont illustrées à la Figure 1.25.

En ce qui concerne la thermographie par sollicitations lumineuses, à laquelle nous nous sommes intéressés dans le cadre de ce travail, on peut différencier certaines variantes



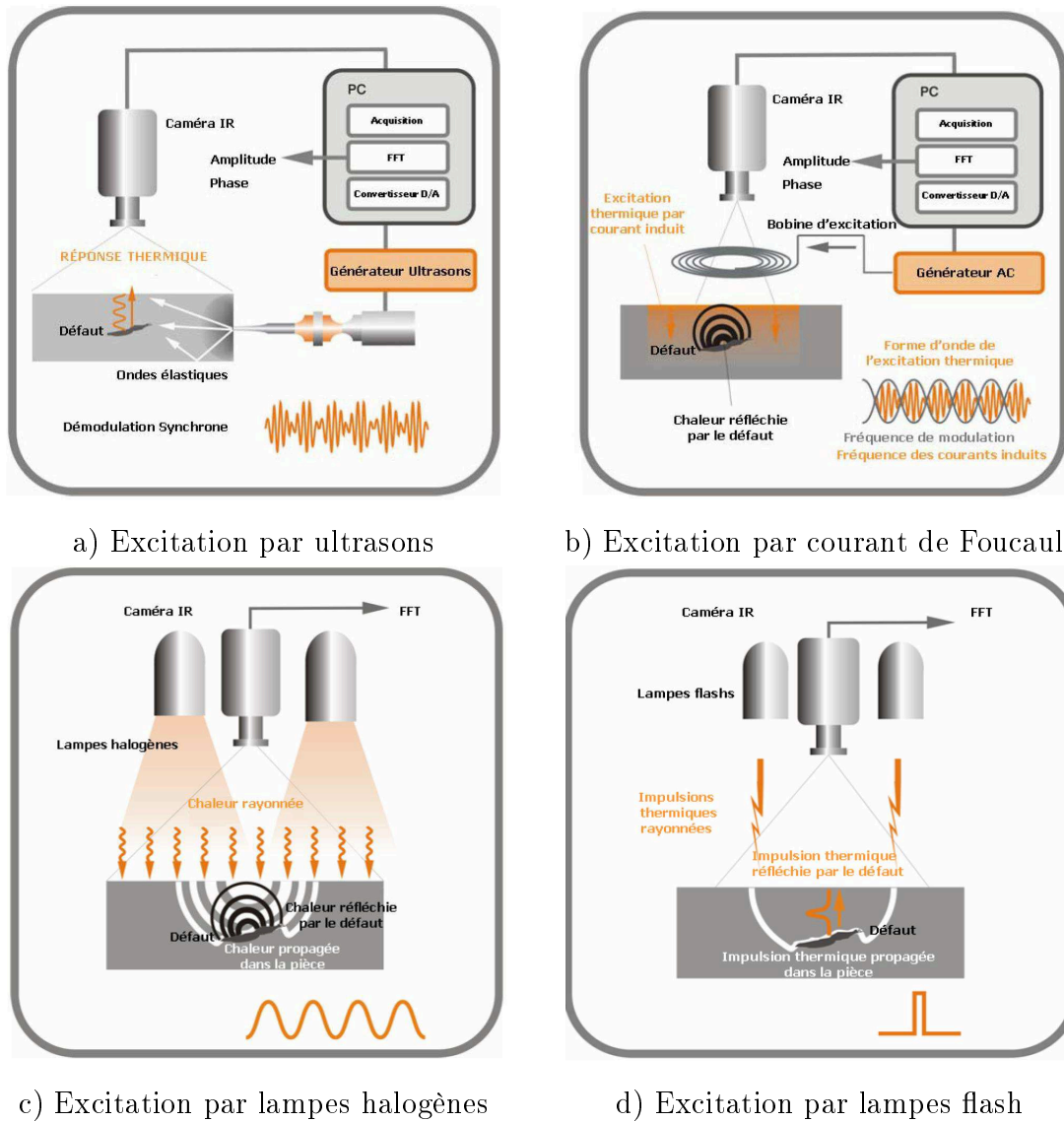
**FIGURE 1.24** – Champ de source de dissipation mécanique à rupture et observation post-mortem d’une éprouvette unidirectionnelle en stratifié carbone-époxyde sollicitée en traction uniaxiale (Valès *et al.*, 2016)

par la nature de la sollicitation utilisée ainsi que par la position de la caméra thermique vis-à-vis de la source d’excitation.

### Type de signal

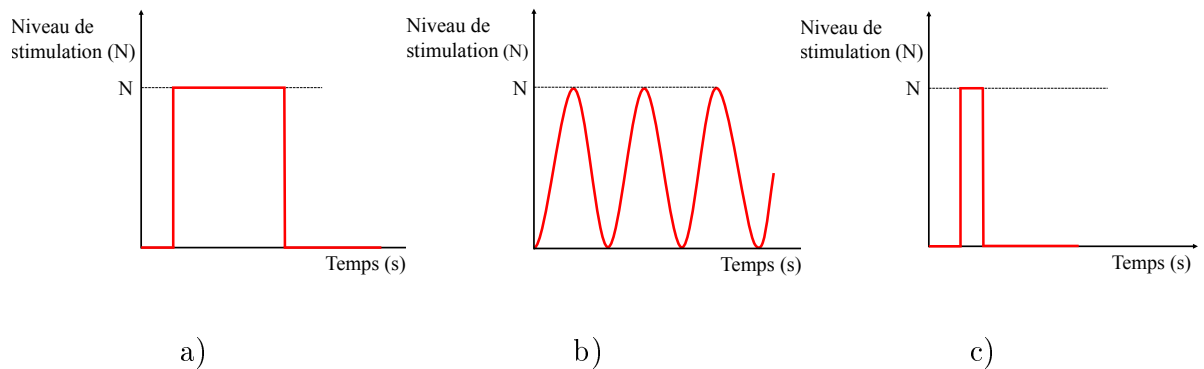
Les principales évolutions temporelles employées pour le signal d’excitation thermique sont les suivantes (Fig. 1.26) :

- La thermographie dite *classique* est caractérisée par un signal sous forme de créneau, le plus souvent généré par une lampe halogène (Maldague, 1993). La position spatiale dans le plan de défauts peut ensuite être déduite des gradients de température locaux révélés par le thermogramme ;
- La thermographie *modulée* (ou lock-in) est basée sur une évolution sinusoïdale de la sollicitation thermique (Maillard *et al.*, 2008; Maldague, 1993; Clerjaud, 2010). Dans ce cas, deux types de cartographies sont acquises, celle du module (thermogramme) et celle de la phase (déphasage entre le signal de la source et celui reçu par la caméra thermique). Si le premier peut mener au même type de détection que précédemment, le post-traitement du film de phase permet également de déduire la position relative des défauts dans la profondeur. Notons d’ailleurs que la fréquence du signal influe sur la profondeur inspectée au sein du matériau.
- La thermographie *pulsée* est associée à une sollicitation thermique courte, de l’ordre de quelques millisecondes à quelques secondes, générée par une lampe flash ou sodium (Aktas *et al.*, 2015; Poudel *et al.*, 2016; Lizaranzu *et al.*, 2015; Maldague, 1993). Les données obtenues par cette variante sont généralement les champs de diffusivité ou de conductivité thermique et de nombreux post-traitements (analyse du contraste, traitements statistiques, décomposition en valeurs singulières...) leur



**FIGURE 1.25** – Schémas de principe de différents types d'excitation en thermographie infrarouge (Maillard *et al.*, 2008)

sont appliqués afin de faciliter la détection des défauts. Cette méthode de contrôle est principalement adaptée à l'étude des structures de faible épaisseur.



**FIGURE 1.26** – Correspondance entre les différentes méthodes de thermographie infrarouge et le type de signal thermique généré, a) classique, b) modulée et c) pulsée

## Sens du contrôle

Deux configurations de thermographie active avec sollicitation thermique peuvent par ailleurs être mises en place et ce, indépendamment du type de signal choisi (Fig. 1.27) :

- pour la configuration en *réflexion*, la caméra thermique et la source sont du même coté (analyse des flux réfléchis et émis), ce qui présente l'avantage de pouvoir investiguer des assemblages fermés. Cette situation accentue en revanche les réflexions parasites dues à l'état de surface ainsi que certains problèmes de saturation thermique et rend souvent complexe le positionnement géométrique de la caméra et de la source.
- dans le cas de la configuration en *transmission*, la caméra thermique est située du côté opposé à la source (analyse des flux transmis et émis). Si on limite par ce biais les inconvénients évoqués précédemment, cette situation est assez peu employée en contexte industriel souvent du fait de l'inaccessibilité de la face arrière de la pièce.

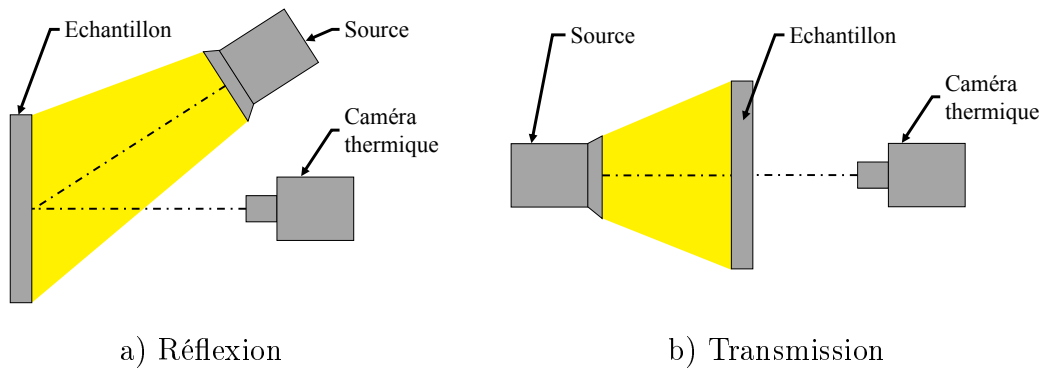


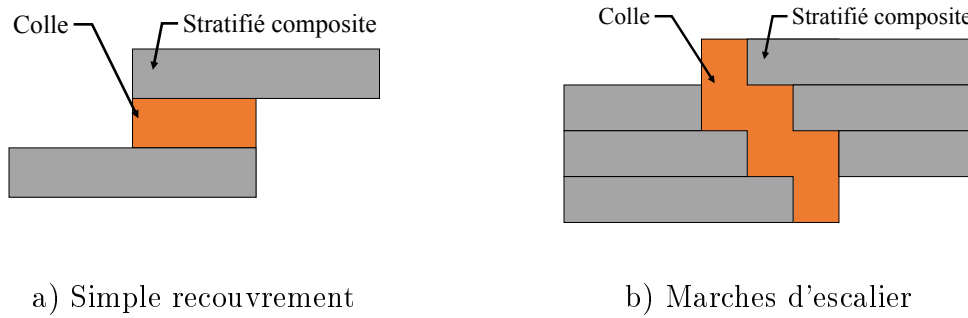
FIGURE 1.27 – Représentation schématique des sens de contrôle utilisés en thermographie infrarouge

## 1.4 La thermographie infrarouge dans le domaine des réparations

L'application de thermographie infrarouge dans le domaine des réparations de structures par collage de patch composite reste relativement peu répandue, et est généralement focalisée sur la recherche de défauts artificiels dans le joint de colle. On se propose ici de faire un bilan des travaux existants dans la littérature sur ce thème.

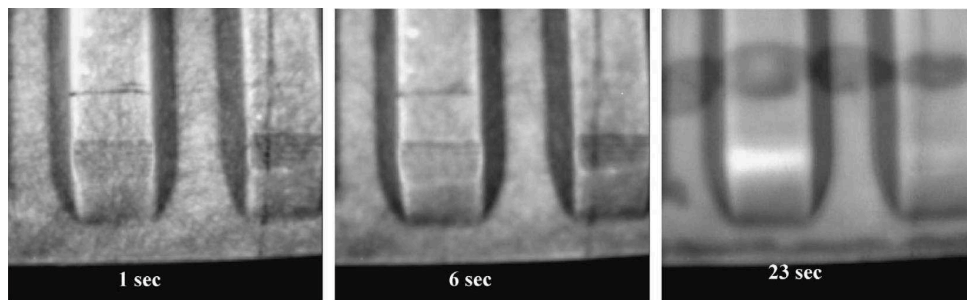
### 1.4.1 Configurations étudiées

En lien avec le contexte industriel (voir Section 1.1.2 et Figure 1.11), les géométries élémentaires de structures réparées communément considérées sont de type *simple recouvrement* (Figure 1.28-a (Avdelidis *et al.*, 2003; Schroeder *et al.*, 2002; Tashan et Al-Mahaidi, 2014; Waugh *et al.*, 2014) et, plus rarement car plus difficile à mettre en œuvre, de type *marches d'escalier* (*step lap*, Figure 1.28-b (Genest *et al.*, 2009)).



**FIGURE 1.28** – Représentation schématique des géométries de joints collés classiquement étudiées

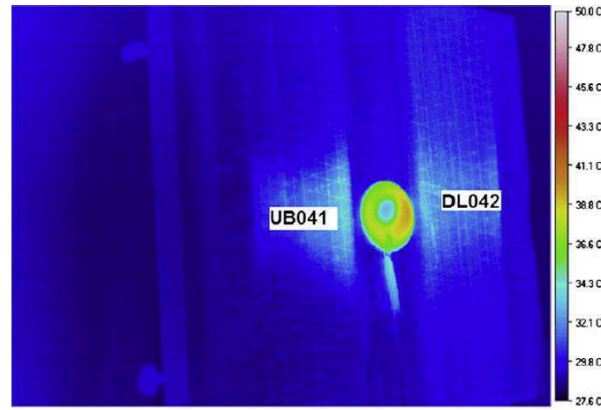
La grande majorité des études réalisées sur les réparations collées sont par ailleurs réalisées avec une colle de type époxyde ([Avdelidis \*et al.\*, 2003](#); [Genest \*et al.\*, 2009](#); [Tashan et Al-Mahaidi, 2014](#); [Waugh \*et al.\*, 2014](#); [Schroeder \*et al.\*, 2002](#)). Un autre point commun notable entre ces différentes études réside au niveau de l'important contraste de propriétés thermiques entre les différents éléments constituant l'assemblage. Ce second aspect permet de se placer dans des configurations optimales induisant des hétérogénéités fortes au niveau des champs thermiques mesurés et donc de visualiser avec plus de facilité le joint de colle ou les défauts présents au sein de la réparation. Parmi les applications choisies, on trouve ainsi par exemple des patchs composites collés sur des structures parents en métal ([Avdelidis \*et al.\*, 2003](#); [Genest \*et al.\*, 2009](#)) ou en béton ([Tashan et Al-Mahaidi, 2014](#); [Waugh \*et al.\*, 2014](#)), ou bien encore des patch et parent constitués de matériaux composites différents ([Schroeder \*et al.\*, 2002](#)). La Figure 1.29 présente un exemple de résultats obtenus par thermographie infrarouge pulsée sur un assemblage collé.



**FIGURE 1.29** – Thermogrammes à différents instants de sollicitation d'une réparation collée (structure parent : fibre de verre-époxyde, patch : fibre de verre-uréthane, colle : époxyde) ([Schroeder \*et al.\*, 2002](#))

Les études de CND concernant les réparations collées visent enfin à détecter la présence de défauts de collage. En pratique, cela consiste généralement à tester différentes configurations de thermographie infrarouge (type de sources, signal, sens de contrôle) sur des structures pour lesquelles des défauts artificiels ont été insérés dans le joint de colle. Les délaminages et décollements sont ainsi simulés par des inserts Téflon ([Avdelidis \*et al.\*, 2003](#); [Genest \*et al.\*, 2009](#); [Tashan et Al-Mahaidi, 2014](#)), le kiss-bonding (adhésion par

partie) est représenté par de la graisse ou du produit démolant (Waugh, 2014) et les porosités sont assimilées à des fibres non imprégnées (Waugh, 2014). A titre illustratif, la Figure 1.30 présente une mesure obtenue par thermographie de phase pulsée (basée sur un signal source pulsé associé à un post-traitement similaire à la démarche de TIR modulée) sur une structure réparée présentant un défaut au niveau du joint de colle.



**FIGURE 1.30** – Défaut artificiel en Téflon simulant un délaminage dans une structure parent en béton réparée par un patch carbone-époxyde (Tashan et Al-Mahaidi, 2014)

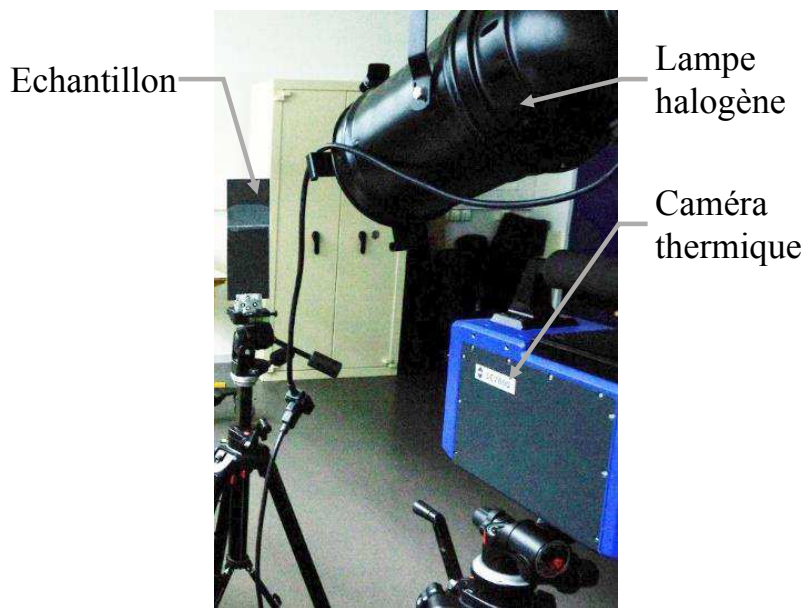
### 1.4.2 Problèmes liés aux dispositifs existants

Si les études précédemment mentionnées ont démontré la bonne capacité de la thermographie infrarouge à détecter des défauts internes situés dans le joint collé, il est important de préciser que cette efficacité est avant tout liée à un contraste fort entre les défauts et leur milieu d'intégration (parent, patch et joint). Dans le cas présent, on souhaite s'approcher au plus près du contexte industriel de structures primaires d'aéronefs pour lesquelles le parent et le patch sont tous deux en matériaux composites de type carbone-époxyde, associés à un joint de colle également de type époxyde. Le caractère ténu de la différence de comportement entre les parties constitutives de l'assemblage réparé rend donc difficile l'accès à la réponse spécifique de l'adhésif.

Les dispositifs actuels de thermographie active sont essentiellement basés sur des éclairages diffus, non maîtrisés (Figure 1.31). Certes suffisamment adaptés pour des pièces mono-matériaux incluant des défauts, ceux-ci trouvent leurs limites dans le cas de structures réparées présentant de faibles contrastes de propriétés. En particulier, il est difficile de déterminer précisément la localisation et l'intensité des chargements thermiques ou encore les conditions aux limites des bancs de sollicitation actuels (Amenabar *et al.*, 2011; Avdelidis *et al.*, 2004; Bates *et al.*, 2000; Genest *et al.*, 2009; Péronnet, 2012; Susa *et al.*, 2007). Dans les mesures thermiques, ceci se traduit par des hétérogénéités dans l'échauffement de la surface de la pièce (Figure 1.32-a et Figure 1.32-b) ou sur ses bords (Figure 1.32-b et Figure 1.32-c). On note également parfois la présence de puits thermique au niveau du maintien de l'éprouvette (Figure 1.32-d).



Dans le cas de l'étude présente, de tels modes de sollicitation ne permettent pas de capter les faibles gradients thermiques induits entre les différents constituants de la structure réparée (notons que ces aspects seront illustrés en détail au chapitre 3). D'autre part, ces difficultés ne permettent pas par la suite de modéliser, de manière cohérente et simple le processus de chauffe de la pièce. Ainsi, les modèles de simulations de procédures par thermographie active, notamment numériques, s'appuient en général sur l'hypothèse d'homogénéité du flux thermique sollicitant et sur un certain nombre de facteurs correctifs pour caler *a posteriori* les mesures expérimentales (Aktas *et al.*, 2015; Krishnapillai *et al.*, 2005; Susa *et al.*, 2007; Waugh *et al.*, 2014).



**FIGURE 1.31** – Dispositif classiquement utilisé en thermographie infrarouge (configuration en réflexion)

## 1.5 Conclusions

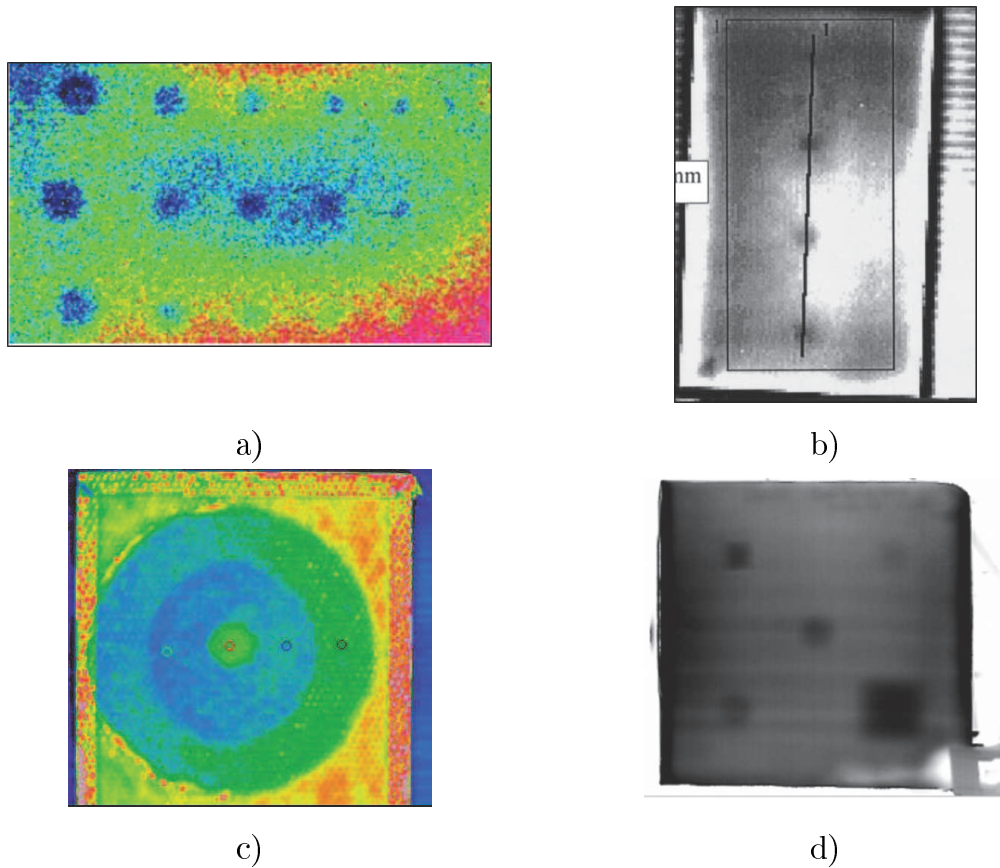
Après une présentation des différents types de réparations effectuées dans le secteur aéronautique ainsi que des diverses techniques de CND, les principes physiques et la méthodologie des mesures par thermographie infrarouge ont été explicités. L'étude bibliographique des études de CND par TIR sur réparations collées a permis de soulever la problématique associée à ce travail :

*Comment observer la réponse thermique spécifique d'un joint de colle, et ses défauts potentiels, au sein d'une réparation dont les éléments présentent un faible contraste de propriétés ?*

Les solutions qui se présentent naturellement consistent à exacerber les écarts de réponse thermique entre les différents constituants de l'assemblage réparé. La première voie envisagée, développée dans le chapitre 2 puis illustrée au chapitre 3, repose sur une amélioration de la maîtrise de la sollicitation thermique appliquée. La seconde option réside



quant à elle en la modification des propriétés thermiques de l'adhésif et sera présentée dans le chapitre 4.



**FIGURE 1.32** – Réponses thermiques obtenues avec les dispositifs classiques de TIR active : a) carbone-époxyde avec inserts Téflon ([Péronnet, 2012](#)), b) carbone-époxyde avec inserts Téflon ([Bates \*et al.\*, 2000](#)), c) carbone-époxyde avec des zones non collées ([Mitchell \*et al.\*, 2013](#)), d) polyester fibre de verre avec inserts Téflon ([Amenabar \*et al.\*, 2011](#))

---

# Chapitre 2

## Une nouvelle procédure expérimentale par TIR active

### Sommaire

---

<b>2.1</b>	<b>Éprouvettes de référence</b>	<b>34</b>
2.1.1	Matériaux étudiés	34
2.1.2	Géométrie des éprouvettes	34
<b>2.2</b>	<b>Conception d'un banc d'essais thermiques</b>	<b>35</b>
2.2.1	Source lumineuse	35
2.2.2	Conditions aux limites	39
2.2.3	Acquisition thermique	39
2.2.4	Comparaison avec le système classique	41
<b>2.3</b>	<b>Problème thermique</b>	<b>41</b>
<b>2.4</b>	<b>Modélisation numérique</b>	<b>44</b>
2.4.1	Hypothèses	45
2.4.2	Études de sensibilité	47
<b>2.5</b>	<b>Identification inverse</b>	<b>55</b>
2.5.1	Méthodologie	55
2.5.2	Identification du flux thermique à partir de l'Inconel	55
2.5.3	Application aux matériaux composites	56
<b>2.6</b>	<b>Conclusions</b>	<b>60</b>

---

Ayant opté pour la Thermographie InfraRouge (TIR) active comme technique d'évaluation non destructive, nous proposons dans ce chapitre la mise en place d'une nouvelle procédure d'essais thermiques visant à capturer la réponse spécifique du joint collé des éprouvettes réparées. Cette démarche requiert en premier lieu une maîtrise de différents aspects (chargement thermique, conditions aux limites) permettant une modélisation physique du problème thermique. A cette fin, on se propose donc de mettre en oeuvre et valider cette procédure d'abord sur des éprouvettes monolithiques saines (non réparées) dites *éprouvettes de référence* constituées de matériaux présentant différentes symétries matérielles (isotropes et anisotropes).

## 2.1 Éprouvettes de référence

### 2.1.1 Matériaux étudiés

Deux types de matériaux monolithiques ont été étudiés dans cette partie :

- d'une part un alliage métallique, l'Inconel 625 ([All Metal Services, 2015](#)), dont le comportement isotrope permettra une identification simple du flux thermique,
- et, d'autre part, des stratifiés composites à base de fibres de carbone et matrice époxyde, qui permettront de tester la procédure dans des cas anisotropes plus complexes. Ces matériaux sont constitués de 18 plis pré-imprégnés *M10* (matrice époxyde) et *T300* (fibres de carbone, [Hexcel \(2012\)](#)), arrangés selon deux empilements, l'un unidirectionnel à  $[0]_{18}$  et l'autre à  $[0/90/0]_6$ . L'emploi de ces deux stratifications différentes permettra d'analyser l'influence de l'anisotropie du composite sur la distribution du flux thermique au sein des éprouvettes.

### 2.1.2 Géométrie des éprouvettes

L'éprouvette constituée d'Inconel présente une épaisseur de 0,9 mm tandis que celles en matériaux composites font une épaisseur de 4,7 mm. Leur section est ensuite identique pour les deux types de matériaux étudiés, en l'occurrence une longueur de 125 mm et une largeur de 85 mm, qui a été obtenue par deux procédés distincts :

- L'éprouvette de référence en Inconel a été découpée par laser dans une plaque mère préalablement réalisée par laminage puis calibrée, garantissant ainsi une épaisseur constante sur toute la surface de l'éprouvette ;
- Les plaques mères de composite ont été polymérisées en autoclave puis découpées par jet d'eau abrasif (Figure. 2.1, voir Annexe A). Le choix de ce procédé de découpe permet d'assurer une bonne qualité de découpe ([Wang, 1999](#)) tout en évitant les effets thermiques indésirables et les dommages associés ([Azmir et Ahsan, 2008](#)).



**FIGURE 2.1** – Découpe des éprouvettes de référence en composite carbone-époxyde par jet d'eau abrasif

## 2.2 Conception d'un banc d'essais thermiques

Conformément aux contraintes industrielles, les analyses thermiques seront menées dans la configuration dites de réflexion (voir Section 1.3.2). En ce qui concerne l'acquisition thermique, la caméra employée est une JADE CEDIP retrofittée en FLIR Titanium SC7000 (capteurs InSb). Elle dispose d'un plan focal de 320 x 256 pixels, sa fréquence d'acquisition maximale est de 150 Hz et la résolution thermique indiquée par le constructeur vaut  $e = 25 \text{ mK}$ .

Au vu des difficultés soulevées au chapitre précédent (Section 1.4.2), il s'est avéré nécessaire de concevoir un banc d'essais thermiques spécifique à l'étude des assemblages réparés. Le cahier des charges à respecter par ce nouveau banc expérimental s'articule autour de la maîtrise des points suivants :

1. la distribution, la localisation et l'intensité du flux thermique lumineux,
2. les conditions aux limites sur l'échantillon,
3. l'acquisition des champs thermiques par thermographie infrarouge.

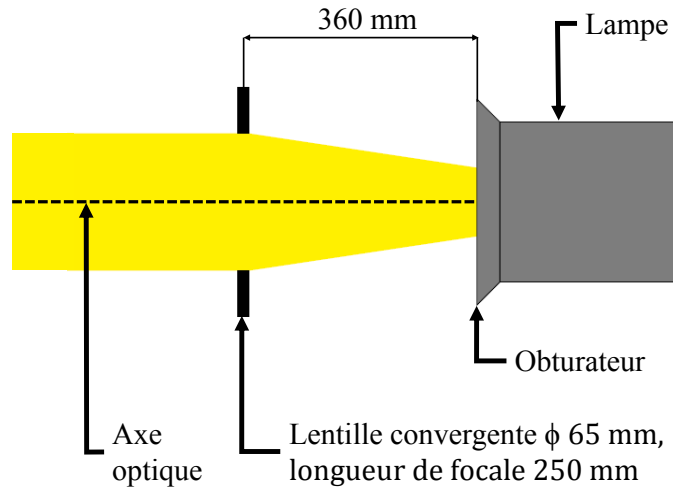
Les enjeux majeurs associés à ces critères sont la répétabilité et la précision des mesures effectuées.

### 2.2.1 Source lumineuse

#### 2.2.1.1 Homogénéisation du flux thermique

La première étape de conception du banc d'essai a consisté à homogénéiser la sollicitation thermique appliquée à la surface de l'éprouvette. La lampe halogène utilisée pour générer la sollicitation thermique ( $Q1000 \text{ PAR64MFL}$ , puissance de 1000 W) délivre initialement un flux non homogène et divergent (Section 1.4.2). Un système optique a donc été associé à celle-ci pour transformer ce flux en un faisceau droit et homogène.

Le système optique est tout d'abord constitué d'un obturateur de 40 mm de diamètre destiné à réduire le diamètre du faisceau lumineux généré par la lampe (d'un diamètre initial de 260 mm). Le faisceau réduit traverse ensuite une lentille optique plan convexe (convergente) d'un diamètre de 65 mm et d'une longueur focale de 250 mm, placée sur l'axe optique de la lampe et distante de 360 mm de l'obturateur (Figure 2.2). Le flux émis en sortie représente donc un faisceau lumineux droit d'un diamètre de 65 mm correspondant au diamètre de la lentille. Notons que le diamètre du faisceau lumineux varie de  $\pm 1$  mm lorsque l'éprouvette se déplace de  $\pm 50$  mm sur l'axe optique, ce qui confirme bien la correction appliquée à la trajectoire des rayons lumineux.



**FIGURE 2.2** – Système optique permettant l'homogénéisation du flux de sollicitation thermique

### 2.2.1.2 Positionnement du flux thermique sur l'éprouvette

De façon à maîtriser la position du flux thermique sur les éprouvettes, les éléments impliqués dans la procédure expérimentale de TIR active (source, éprouvette, caméra thermique) sont placés sur un support rigide constitué de profilés métalliques en alliage d'aluminium (RS Structural System, type M ATP I8 4040L, [Radio Spare \(2016\)](#)). Ce support assure une précision de positionnement de l'ordre du mm.

Dans la configuration de réflexion, il est nécessaire de placer la caméra hors du chemin emprunté par le flux lumineux. Le plan de l'éprouvette devant être parallèle au plan des capteurs de la caméra (voir Section 2.2.3), la caméra a été placée au-dessus de la lampe et l'échantillon a été incliné de  $\beta = 25^\circ$  par rapport au faisceau lumineux (Figure 2.3). Sur l'éprouvette placée à une distance moyenne  $d = 800$  mm de la lentille, la zone impactée thermiquement s'avère alors être une ellipse dont la longueur du petit axe  $a = 65$  mm correspond au diamètre de la lentille, la longueur du grand axe faisant quant à elle  $b = 72$  mm (Figure 2.4).

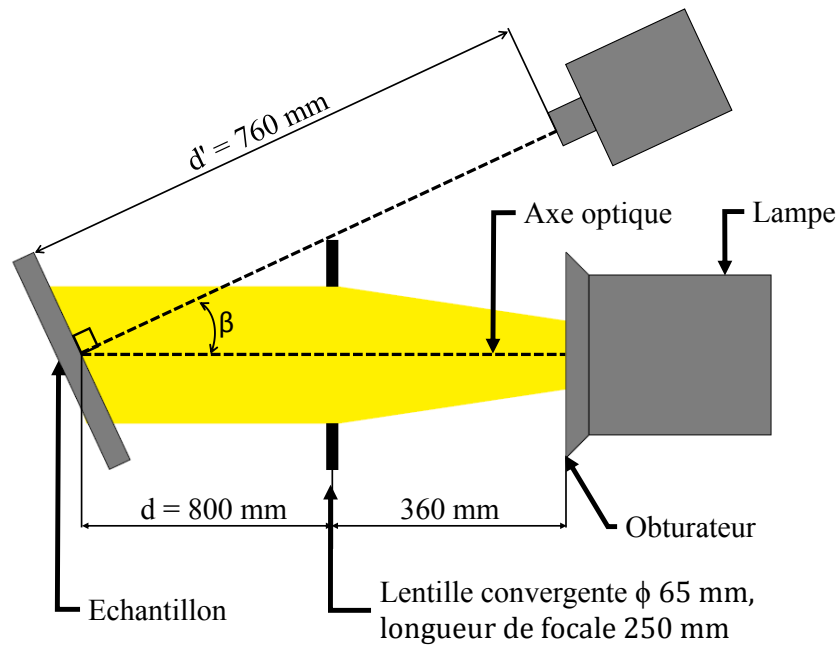


FIGURE 2.3 – Configuration du dispositif expérimental complet de TIR active

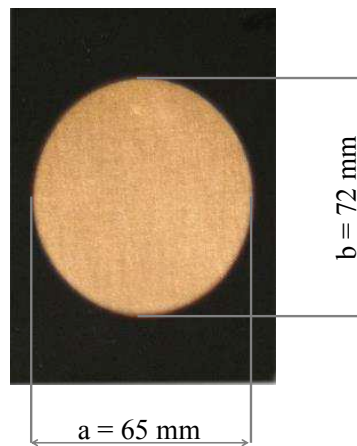
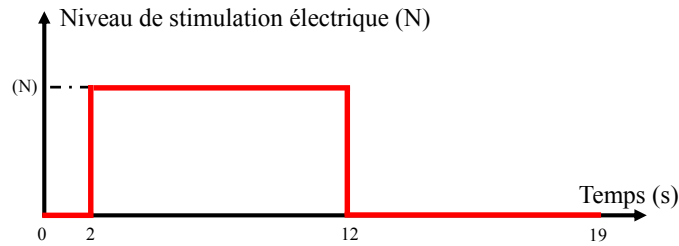


FIGURE 2.4 – Flux lumineux induit sur l'éprouvette

### 2.2.1.3 Gestion de la durée de la sollicitation thermique

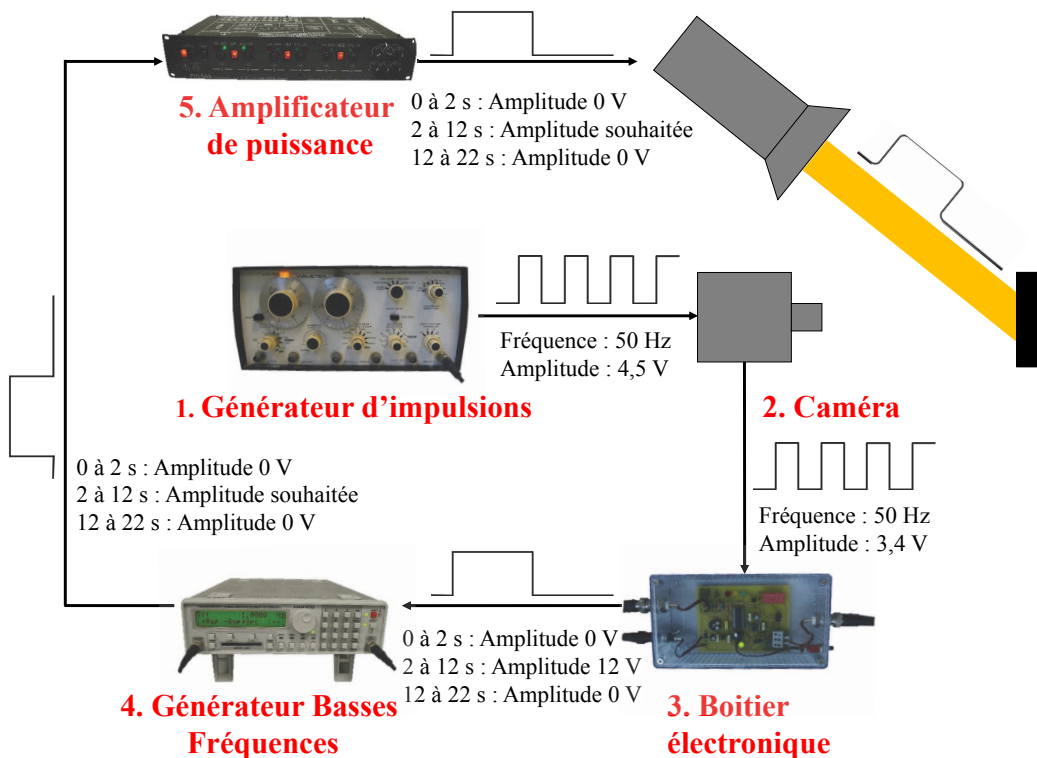
Un dernier paramètre important dans la gestion de la source lumineuse est la durée d'éclairage. Une sollicitation de type créneau sera employée dans les premiers temps de notre étude. L'étude des variations induites par le chargement thermique nécessitant la définition d'un état initial, l'amplitude de la sollicitation thermique sera donc nulle durant 2 s (état initial) et évoluera ensuite sous la forme d'un créneau d'une durée de 10 s (Figure 2.5).

Afin de réaliser des essais reproductibles et de synchroniser les données, la durée des différentes phases de sollicitation est contrôlée par l'intermédiaire d'un boîtier électronique. Le système permettant de contrôler l'évolution temporelle de la stimulation thermique ainsi que la fréquence d'acquisition de la caméra thermique est représenté sur la Figure 2.6 et se décompose en cinq étapes.



**FIGURE 2.5** – Evolution de l'amplitude de sollicitation thermique

1. Un générateur d'impulsions (Wavetek) connecté à l'entrée (trigger input) de la caméra thermique émet un signal carré (d'une fréquence de 50 Hz et d'une amplitude de 4,5 V) dont chaque front montant génère l'acquisition d'une image ;
2. Chaque image déclenche une impulsion électrique (d'une amplitude de 3,4 V) sur la sortie de la caméra (trigger output) reliée au boîtier électronique ;
3. Lorsque le boîtier capte le premier front montant, le signal présenté par la Figure 2.5 est généré à sa sortie avec une amplitude de 12 V ;
4. Le signal émis par le boîtier entre dans le générateur basses fréquences (GBF, HAMEG HM8131-2) et déclenche la génération d'un signal créneau préalablement programmé et d'amplitude souhaitée sur la sortie du GBF ;
5. Le signal de commande du GBF est enfin amplifié par l'amplificateur de puissance (Pulsar) et transmis à la lampe halogène.



**FIGURE 2.6** – Représentation schématique du système de gestion de la durée de l'éclairage

### 2.2.2 Conditions aux limites

Comme cela a été montré à la Section 1.4.2, l'échantillon étudié via les techniques de TIR active est généralement directement maintenu par une pince (Amenabar *et al.*, 2011; Framezelle *et al.*, 2011; Lizaranzu *et al.*, 2015; Péronnet, 2012) ou repose sur un support métallique (Genest *et al.*, 2009) qui tend à conduire plus rapidement le flux thermique.

Afin de limiter ces effets et toutes incertitudes concernant les flux thermiques sur les bords des échantillons, la manière de maintenir l'échantillon lors des essais a été repensée. Nous avons ainsi fait le choix de coller les échantillons de référence à l'aide d'une colle époxyde (résine SR1126, durcisseur SD8205) sur une mousse polymère réticulée Airex<sup>®</sup> C70. Le joint de colle époxyde et la mousse font respectivement une épaisseur de 0,1 mm et 5 mm (voir Annexe A). L'ensemble est ensuite maintenu en position par l'intermédiaire de trous de fixations réalisés sur la partie inférieure de la mousse (Figure 2.7). La forte capacité d'isolation thermique de cette mousse permet alors d'éviter l'apparition de puits thermiques au niveau de la zone de maintien mais également de définir les conditions aux limites sur la face arrière des éprouvettes de référence, en l'occurrence l'absence de flux.

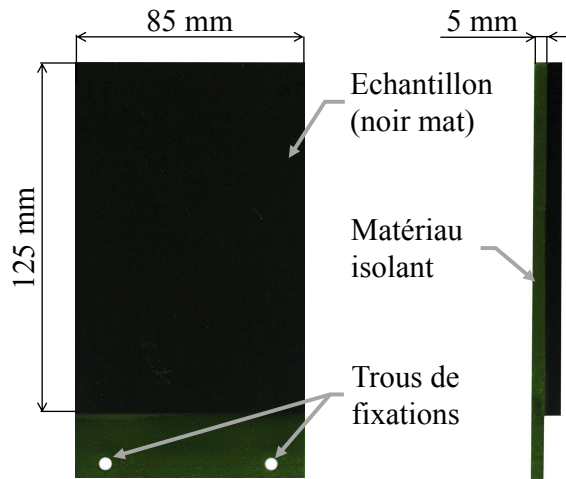


FIGURE 2.7 – Isolation thermique de la face arrière de l'éprouvette de référence

### 2.2.3 Acquisition thermique

Une des premières exigences pour permettre une acquisition précise des champs thermiques est de respecter la distance focale en tous points de la surface examinée de façon à obtenir la netteté de toute l'image. Cette condition est satisfaite par l'intermédiaire du support rigide qui assure l'orthogonalité entre l'axe optique de la caméra thermique et l'éprouvette (Figure 2.3). Il est à noter que la distance entre l'échantillon et la caméra ( $d' = 670$  mm) définit alors la taille du pixel sur les thermogrammes soit  $0,4 \times 0,4$  mm<sup>2</sup>.

D'autre part, il a été rappelé à la Section 1.3.1.3 que l'émissivité d'un corps réel dépend de son état de surface. L'obtention de mesures précises nécessite donc d'apporter un soin particulier à cet aspect. L'éprouvette d'Inconel est donc polie dans le but d'obtenir une



surface parfaitement plane et ainsi limiter les gradients de température locaux générés par des hétérogénéités d'épaisseurs (Annexe A). Cependant, l'opération de polissage entraîne une augmentation importante des phénomènes de réflexion, d'où une diminution de son émissivité. Afin de se rapprocher de l'émissivité d'un corps noir, une couche de peinture noire mate est appliquée sur les éprouvettes en Inconel. Notons que cette procédure est également appliquée aux matériaux composites (Maldague, 1993). Une émissivité  $\varepsilon = 0,98$  sera alors considérée pour toutes les éprouvettes testées.

La dernière condition pour améliorer la précision de la mesure consiste à limiter au maximum les effets de l'environnement. A cette fin, un tissu noir mat est disposé autour du banc expérimental pour l'isoler lors de la réalisation des essais. Le dispositif expérimental complet est ainsi présenté à la Figure 2.8. D'autre part, un traitement en relatif des champs thermiques mesurés est effectué de façon à révéler les variations de températures  $\Delta T = T - T_0$  à la surface de l'éprouvette avec  $T_0$  le champ thermique dans l'état initial. Ce mode de mesure permet d'éliminer un maximum de bruit environnant et donc de mettre principalement en évidence les modifications de température induites par la sollicitation thermique.

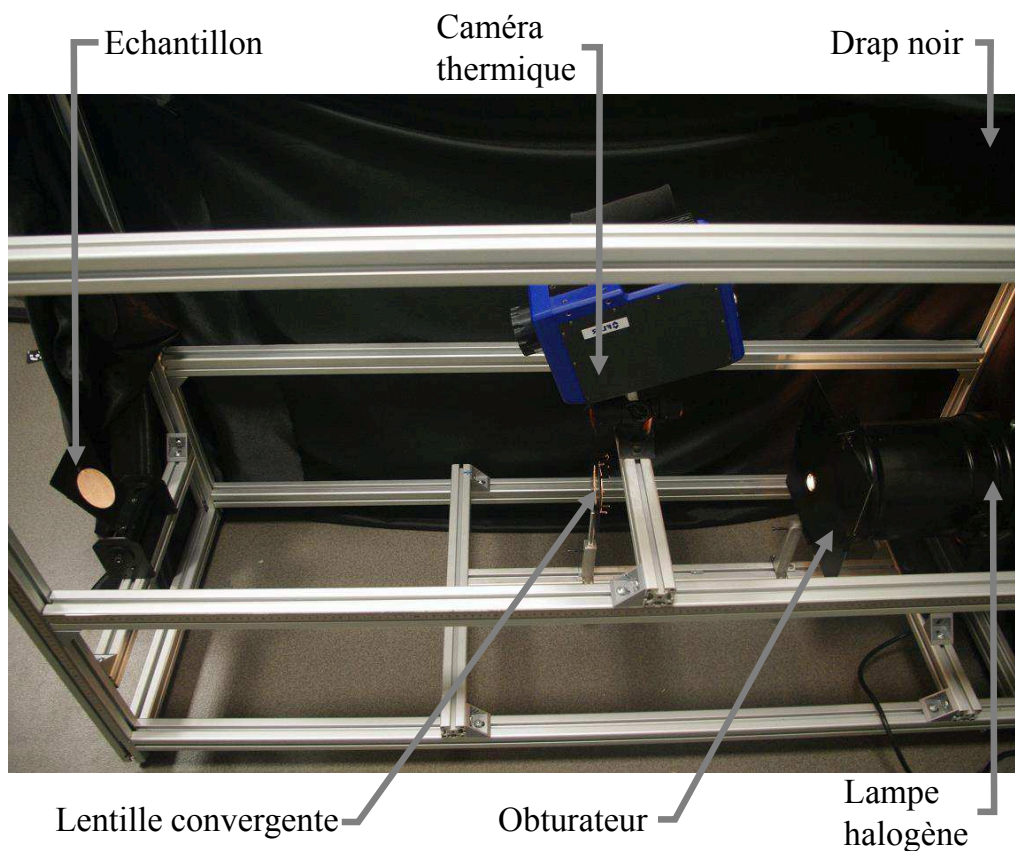


FIGURE 2.8 – Nouveau banc d'essais thermiques par TIR active

### 2.2.4 Comparaison avec le système classique

La comparaison avec le système classique de mesures par thermographie infrarouge a été réalisée au cours d'un essai effectué sur l'éprouvette de référence en Inconel pour une même distance  $d = 800$  mm entre la lampe et l'échantillon, un même angle de  $25^\circ$  entre celui-ci et le faisceau lumineux ainsi qu'une même distance  $d' = 670$  mm entre l'échantillon et la caméra. Les matériels employés (lampe, caméra) sont également identiques.

La Figure 2.9 présente les champs de variations de température  $\Delta T$  ainsi que des profils de température obtenus avec les deux dispositifs. Bien que l'utilisation de l'obturateur et de la lentille optique réduisent globalement la quantité d'énergie radiative reçue par l'éprouvette, et de ce fait l'élévation de température surfacique, le nouveau banc d'essai thermiques permet une amélioration considérable de la distribution du flux thermique. Hormis de très légères aberrations géométriques aux bords de la lentille (Chartier, 1997), le flux thermique impacte seulement une zone délimitée (elliptique) sur l'échantillon et peut être considéré comme homogène à l'intérieur de cette zone. Ce nouveau banc d'essais offre donc un véritable cadre expérimental directement intégrable en terme de modélisation numérique, tant vis-à-vis du chargement thermique que des conditions aux limites.

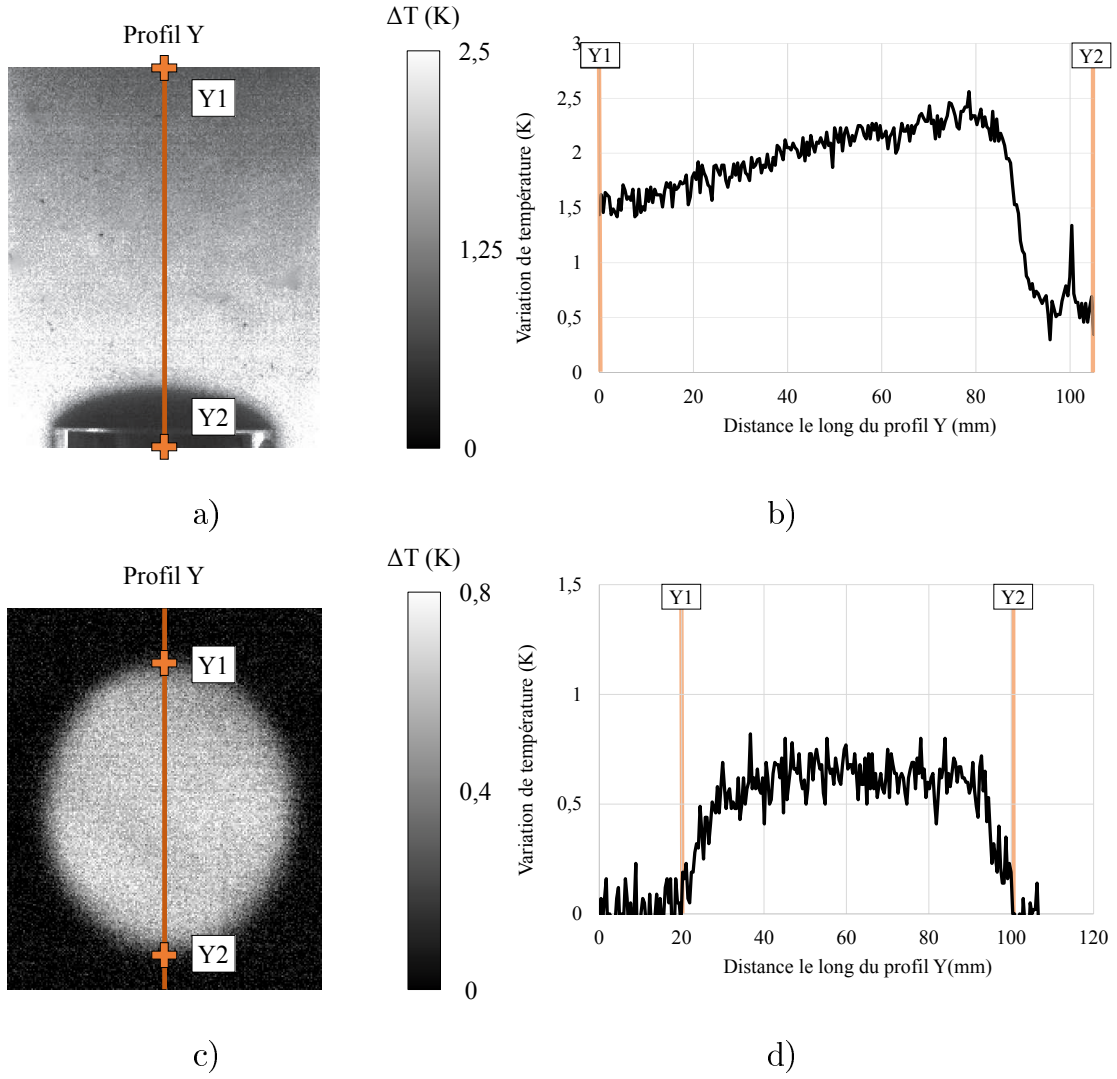
La présence d'un bruit de mesure de l'ordre de  $\pm 0,2$  K est cependant à noter sur les Figures 2.9-b et 2.9-d. Ce bruit provient du caractère local des mesures de variations de température  $\Delta T$  effectuées en chacun des pixels qui composent le profil. Afin de s'en extraire, un post-traitement sous la forme d'une moyenne temporelle sera dans la suite appliquée à chaque profil. Ainsi, les variations de température  $\Delta T$  seront moyennées sur cinq instants espacés temporellement de  $\Delta t = \frac{1}{f_s} = 0,02$  s avec  $f_s = 50$  Hz la fréquence d'acquisition fixée pour la caméra :

$$T_{profil} = \frac{1}{5}(T_{profil}^{t-2\Delta t} + T_{profil}^{t-\Delta t} + T_{profil}^t + T_{profil}^{t+\Delta t} + T_{profil}^{t+2\Delta t}) \quad (2.1)$$

## 2.3 Problème thermique

La chaleur se propage suivant au moins l'un des trois modes fondamentaux suivants (Bianchi *et al.*, 2004; Faye et Wagner, 2015; Marchio et Reboux, 2008; Taine et Petit, 1995) :

- par conduction thermique, avec interaction directe entre les particules de matière voisines dans un matériau ou une structure dont l'énergie cinétique est redistribuée par diffusion,
- par échanges thermiques entre un fluide (liquide ou gaz) et les parois d'un solide, désignés par le terme convection, qui fait intervenir la vitesse de déplacement du fluide,
- par absorption ou émission de radiations de nature électromagnétique, ce que l'on appelle le rayonnement thermique.



**FIGURE 2.9** – Variation de température  $\Delta T$  d'une éprouvette de référence en Inconel à  $t = 7$  s (milieu de la phase de chauffe) : champ thermique (a) et profil de mesure (b) pour le système classique, champ thermique (c) et profil de mesure (d) pour le nouveau banc d'essais thermiques

Si ces trois modes sont présents simultanément, les effets de certains peuvent être éventuellement négligés dans certains cas.

Notons  $V$  le Volume Élémentaire Représentatif du matériau,  $S$  sa surface extérieure et  $n$  un vecteur unitaire normal à  $S$  et dirigé vers l'extérieur. Soit  $T = T(x, y, z, t)$  la température en un point  $M(x, y, z)$  de  $V$  à l'instant  $t$ . Les principes de la thermodynamique associés à la loi de conduction de Fourier permettent d'établir l'équation de la chaleur qui régit le problème, soit sous sa forme locale en l'absence de sources internes :

$$\rho C_p \frac{\partial T}{\partial t} - \text{div}(\boldsymbol{\lambda} \cdot \text{grad } T) = 0, \quad \forall M \in V \quad (2.2)$$

avec  $\rho$  la masse volumique et  $C_p$  la chaleur spécifique du matériau.  $\boldsymbol{\lambda}$  désigne le tenseur de conductivité thermique du milieu, défini par un scalaire ( $\lambda$ ) dans le cas isotrope ou par ses trois valeurs propres dans les directions principales dans le cas anisotrope ( $\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3$ ).

Parallèlement, il convient de définir les conditions aux limites de ce problème, exprimées soit en flux soit en température. En accord avec les observations expérimentales (Section 2.2.4), le flux thermique appliqué a été considéré comme homogène de valeur  $\varphi_l$  sur la surface elliptique  $S_l$  (dimensions  $a = 65$  mm et  $b = 72$  mm, Section 2.2.1.2). Son amplitude varie en fonction du temps suivant un signal créneau défini dans la Section 2.2.1.3 (début de l'essai à  $t = 0$  s, début du chargement à  $t = 2$  s, fin du chargement à  $t = 12$  s). Les conditions aux limites spatiales associées au problème (2.2) s'écrivent donc :

$$\begin{cases} n \cdot (\boldsymbol{\lambda} \cdot \text{grad } T) = \varphi_l + \varphi_c + \varphi_r, & \forall M \in S_l \\ n \cdot (\boldsymbol{\lambda} \cdot \text{grad } T) = \varphi_c + \varphi_r, & \forall M \in S - S_l \end{cases} \quad (2.3)$$

avec  $\varphi_l$  le chargement induit par la source lumineuse,  $\varphi_c$  le flux surfacique associé à la convection et  $\varphi_r$  le flux surfacique associé au rayonnement.

La température ambiante  $T_{amb}$  dans le laboratoire a par ailleurs été mesurée pour chaque essai expérimental et se trouve dans une gamme de température allant de 20 °C à 30 °C. Pour chaque essai, cette valeur a donc été définie comme la température initiale  $T_0$  en tous points de l'assemblage :

$$T(x, y, z, t = 0) = T_0 = T_{amb}, \quad \forall M \in V \quad (2.4)$$

Il convient toutefois de signaler que le rayonnement entre en jeu lorsque la structure est sujette à de fortes élévations de température, la chaleur émise étant issue de l'agitation moléculaire de la pièce. Le flux surfacique  $\varphi_r$  associé à ce phénomène est alors fonction de la température du corps vis-à-vis de son environnement et de son émissivité (voir Section 1.3.1) :

$$\varphi_r = \varepsilon \sigma (T^4 - T_{amb}^4), \quad \forall M \in S \quad (2.5)$$

avec  $\varepsilon$  l'émissivité de la surface et  $\sigma$  la constante de Stephan-Boltzmann. Les différences de températures maximales entre la surface de l'éprouvette et le milieu ambiant observées dans tous les tests étant de 2,5 K (cas des éprouvettes réparées où  $T_{amb} = 293,15$  K et  $T_{max} = 295,75$  K, voir chapitre 3), cela conduit à une estimation du flux maximal émis par rayonnement  $\varphi_r^{max} = 14 \text{ W m}^{-2}$ , ce qui correspond à une valeur très faible par rapport au flux  $\varphi_l$  associé au chargement lumineux (voir Section 2.5.1). Par la suite, nous ferons donc l'hypothèse que le flux radiatif n'influe pas sur la réponse thermique de l'éprouvette.

En ce qui concerne la convection, le flux convectif surfacique  $\varphi_c$  est relié à la différence de température entre la paroi étudiée et le milieu ambiant par un coefficient de convection  $h_c$  :

$$\varphi_c = h_c (T - T_{amb}), \quad \forall M \in S \quad (2.6)$$

lorsque  $T \geq T_{amb}$  au point  $M \in S$ . Si de manière générale le coefficient  $h_c$  est compris entre 2 et 10  $\text{W m}^{-2} \text{K}^{-1}$  pour un solide en contact avec de l'air (Jannot, 2012), sa valeur peut être affinée ici compte tenu de la dimension de l'assemblage (moins de 30 cm de long)

et de son inclinaison  $\beta$  (inférieure à  $45^\circ$ ). D'après [Taine et Petit \(1995\)](#), il vient en effet :

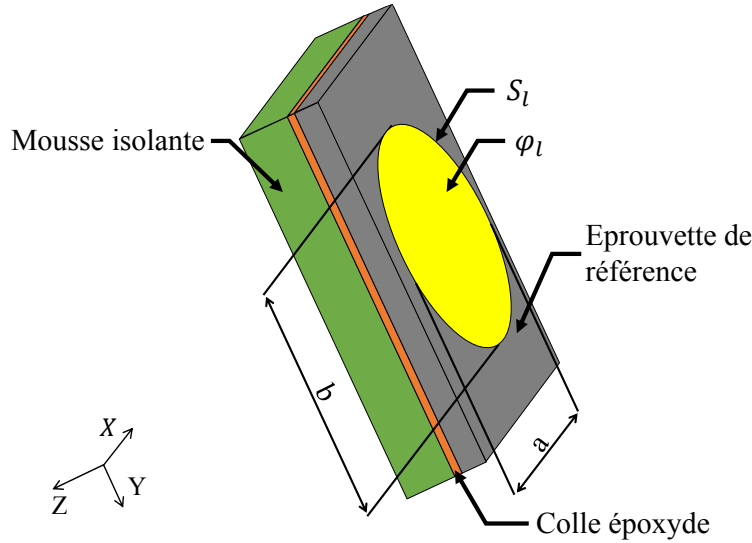
$$h_c = \left[ 1.42 \left( \frac{\Delta T}{H} \right)^{0.25} \right] \cos \beta \quad (2.7)$$

avec  $H = 125 \text{ mm}$  la longueur de la plaque. Comme tenu de l'élévation maximale de température de la plaque ( $2,5 \text{ K}$ ), on peut à nouveau donner une estimation du coefficient de convection maximal, soit  $h_c = 2,72 \text{ W m}^{-2} \text{ K}^{-1}$ , ainsi que du flux convectif surfacique maximal, soit  $\varphi_c^{max} = 6,8 \text{ W m}^{-2}$ . Ce type d'échange thermique sera donc également négligé dans le reste de l'étude.

Les conditions aux limites du problème (2.3) se réduisent finalement à :

$$\begin{cases} n \cdot (\lambda \cdot \text{grad } T) = \varphi_l, & \forall M \in S_l \\ n \cdot (\lambda \cdot \text{grad } T) = 0, & \forall M \in S - S_l \end{cases} \quad (2.8)$$

Il convient de souligner que la condition adiabatique sur la surface  $S - S_l$  est avant tout valable durant la phase de chauffe et admissible ici du fait des faibles élévations de température, qui sont liées au dispositif d'éclairage employé ainsi qu'à la courte durée de sollicitation (chauffe durant 10 s). La Figure 2.10 résume graphiquement ces hypothèses.



**FIGURE 2.10** – Représentation schématique du problème thermique (éprouvettes de référence)

## 2.4 Modélisation numérique

En vue de définir entièrement les conditions de sollicitation, il convient de quantifier le flux thermique envoyé à l'échantillon. A cette fin, nous avons eu recours à la technique de l'identification inverse basée sur la confrontation entre les résultats expérimentaux et la modélisation numérique par éléments finis (EF). La démarche vise à identifier l'intensité

moyenne du flux thermique à partir de la réponse thermique de l'éprouvette d'Inconel isotrope puis de la valider en la comparant aux résultats obtenus pour les éprouvettes composites anisotropes. On se propose ici de détailler les hypothèses relatives aux modèles numériques réalisés à l'aide du logiciel ABAQUS<sup>®</sup>.

### 2.4.1 Hypothèses

#### Matériaux utilisés

Les différents modèles des éprouvettes de référence impliquent des matériaux isotropes (Inconel, colle époxyde, mousse isolante) et anisotropes (2 stratifiés avec plis en carbone-époxyde). Les propriétés thermiques et physiques de ces matériaux, ici supposées constantes (problème linéaire), sont présentées dans le Tableau 2.1.

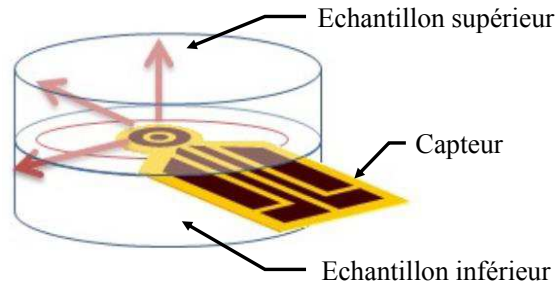
Les masses volumiques  $\rho$  de l'Inconel, de la colle et des composites ont été mesurées par pesée hydrostatique. La conductivité thermique  $\lambda$  de l'Inconel et de la colle, la conductivité axiale (dans le sens des fibres) du pli composite  $\lambda_a$  ainsi que la chaleur spécifique  $C_p$  de l'Inconel, de la colle et du composite ont quant à elles été acquises par le biais du Hot-Disk<sup>®</sup> (TPS 2500 S, Disk (2016)). Cette mesure est basée sur l'utilisation d'un capteur plan placé entre deux échantillons du matériau à caractériser (Figure 2.11). Le capteur sert à la fois de source thermique (émission d'une puissance constante générant une augmentation de température allant de un à plusieurs °C) et de récepteur de la réponse transitoire du matériau. L'analyse de cette dernière conduit à la conductivité thermique  $\lambda_i$  du matériau (pour une direction  $i$  donnée) ainsi qu'à sa diffusivité associée  $d_i$  définie par :

$$d_i = \frac{\lambda_i}{\rho C_p} \quad (2.9)$$

de laquelle on peut déduire la chaleur spécifique  $C_p$ . Compte tenu du dispositif et des épaisseurs des matériaux, ces mesures ont pu être réalisées ici pour les matériaux isotropes (hormis la mousse isolante) et selon la direction axiale du pli composite (à l'aide du stratifié  $[0]_{18}$ ), les résultats obtenus étant dans la gamme des données des fournisseurs. Notons que dans le cas du pli composite isotrope transverse, la conductivité thermique axiale est plus importante que celle dans la direction transverse ( $\lambda_t$ ), les phénomènes conductifs dans le pli étant en effet fortement privilégiés dans la direction des fibres (Reine, 2014). Cette dernière donnée, non indiquée par le fournisseur et qui n'a pu être mesurée à l'aide du Hot-Disk, fera par la suite l'objet d'une calibration à l'aide du modèle numérique (voir Section 2.5.3).

#### Assemblages

Les stratifiés composites ont été modélisés par des plis à 0°, les différences de drapage étant prises en compte ensuite en orientant les plis dans le modèle. Précisément, l'orientation à 0° des fibres correspond à l'axe Y du modèle (Figures 2.10 et 2.12). L'assemblage



**FIGURE 2.11** – Représentation schématique du principe de fonctionnement du Hot-Disk (l'épaisseur et le diamètre minimaux des échantillons valent respectivement 2 mm et 70 mm, [Disk \(2016\)](#))

Matériaux	Masse volumique $\rho$ ( $\text{kg m}^{-3}$ )	Conductivité thermique $\lambda$ ( $\text{W m}^{-1} \text{K}^{-1}$ )	Chaleur spécifique $C_p$ ( $\text{J kg}^{-1} \text{K}^{-1}$ )
Inconel	8492 <sup>m</sup>	12 <sup>m</sup>	387 <sup>m</sup>
Pli à 0°	1550 <sup>m</sup>	$\lambda_a = 3,05^m$ $\lambda_t$	883 <sup>m</sup>
Colle époxyde	1172 <sup>m</sup>	0,226 <sup>m</sup>	1317 <sup>m</sup>
Mousse isolante	80 <sup>f</sup>	0,033 <sup>f</sup>	1130 <sup>b</sup>

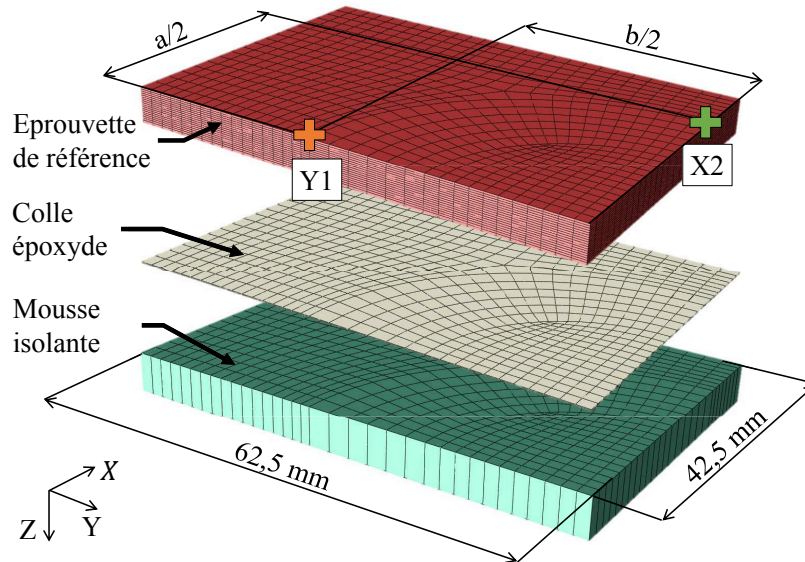
**TABLE 2.1** – Propriétés thermiques et physiques moyennes des matériaux modélisés (m : mesures, f : fournisseur, b : bibliographie) ;  $\lambda_a$  : la conductivité thermique axiale et  $\lambda_t$  : la conductivité thermique transverse du pli composite

des éprouvettes de référence avec la mousse isolante par collage est quant à lui supposé parfait (aucune présence d'air au sein du joint de colle). Cette hypothèse est mise en place en modélisant les trois éléments de l'assemblage (éprouvette, colle et Airex) en une seule et unique pièce qui est ensuite partitionnée pour définir les différents éléments de l'assemblage. De ce fait, la coïncidence des nœuds de maillage est garantie, permettant ainsi de simuler des contacts thermiques parfaits.

## Méthode numérique

La modélisation numérique des éprouvettes de référence est réalisée à partir du module « heat transfert » du logiciel ABAQUS. Ce module, basé sur une méthode de calcul directe, offre la possibilité de simuler des études thermiques stationnaires ou transitoires ainsi que des problèmes linéaires ou non linéaires. Dans notre cas, l'étude des transferts thermiques est réalisée par la fonction Abaqus/Standard avec un processus itératif géré par la méthode de Newton ([Abaqus 6.13, 2015a](#)). Cette méthode permet d'aborder les phénomènes de conduction et convection, à l'aide d'éléments de type transferts thermiques (DC3D20 éléments quadratiques à 20 nœuds, [Abaqus 6.13 \(2015b\)](#)).





**FIGURE 2.12** – Éléments constitutifs de la modélisation EF pour l’étude des éprouvettes de référence

Compte tenu des deux plans de symétries du problème, seul le quart de l’éprouvette est modélisé. Deux partitions surfaciques sont également réalisées pour d’une part, appliquer le flux thermique à la surface de l’éprouvette et, d’autre part, relever l’évolution de la température moyenne (au cours du temps) à la surface de l’éprouvette. Une représentation de ce modèle numérique est proposée sur la Figure 2.12. Les points X2 selon l’axe X et Y1 selon l’axe Y indiquent les demi-axes de la zone elliptique de sollicitation.

Enfin, de manière similaire au traitement des données expérimentales, on procédera à une analyse en relatif des températures. Les grandeurs simulées indiquées par la suite seront donc les variations  $\Delta T = T - T_0$ .

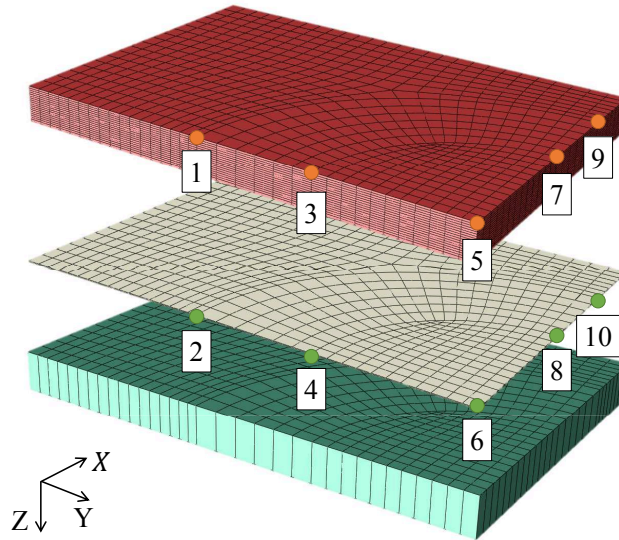
## 2.4.2 Études de sensibilité

Afin de mesurer l’influence des différents paramètres du modèle numérique, une étude de sensibilité détaillée ici sur le matériau Inconel a été mise en place. Celle-ci s’appuie sur les résultats obtenus en dix points de mesures à la fin de la phase de chauffe ( $t = 12\text{ s}$ ) où l’élévation de température est la plus importante : cinq points sont situés à la surface de l’éprouvette et cinq autres au niveau du joint de colle, précisément à l’interface entre l’éprouvette et la colle époxyde (voir Figure 2.13).

### 2.4.2.1 Étude de convergence du maillage

Le maillage est le paramètre du modèle numérique le plus influent. Il convient en effet de trouver la taille optimale d’éléments (et leur nombre) conduisant au meilleur compromis entre précision et temps de calculs. Parallèlement, nous avons cherché à optimiser le rapport d’aspect  $r = \frac{L}{l}$  des éléments où  $L$  (respectivement  $l$ ) désigne la plus longue (resp.





**FIGURE 2.13** – Etude de sensibilité : points d’analyse

petite) dimension de l’élément. Effectivement, pour des valeurs de  $r \geq 10$ , d’importantes distorsions du maillage peuvent apparaître et influencer les résultats obtenus.

### Taille générale des éléments de maillage

Lors de la création du maillage de l’éprouvette de référence en Inconel, nous avons attribué trois éléments à son épaisseur (éléments de 0,3 mm de haut soit environ l’épaisseur d’un pli de composite) pour réaliser un modèle le plus proche possible de celui des éprouvettes de référence en composite. En première approche, un seul élément a été défini dans l’épaisseur du joint de colle époxyde (0,1 mm d’épaisseur) et un seul élément également dans l’épaisseur de la mousse isolante (5 mm d’épaisseur). Dans ce cadre, nous avons fait varier la taille générale du maillage (taille moyenne des éléments) de 1 mm à 5 mm de façon à en vérifier l’influence sur ses propriétés (voir Tableau 2.2) et sur les résultats de température (voir Tableau 2.3). Il convient de signaler que les calculs ont été réalisés avec quatre cœurs d’un serveur (possédant en tout 32 cœurs et deux processeurs 64-Bit AMD 6376 cadencés à 2,3 GHz et une mémoire vive de 128 GB).

On observe de très faibles écarts de température à la surface (1,4 mK et 0,2 % d’écart relatif au maximum) ainsi qu’au niveau de l’interface entre la colle époxyde et l’éprouvette (4,5 mK et 0,3 % d’écart relatif au maximum) entre une taille générale de 1 mm et de 5 mm. Une taille générale de maillage de 5 mm semblerait donc convenir de ce point de vue. Cependant, comme l’indique le Tableau 2.2, une grande partie des éléments de maillage possède dans ce cas un rapport d’aspect supérieur à 10, une taille générale de maillage de 2 mm pour laquelle le rapport d’aspect moyen des éléments n’excède pas 10 et qui permet d’effectuer des calculs dans un intervalle de temps rapide (de l’ordre de 4 min) sera donc finalement retenue.

		Taille générale de maillage				
		1 mm	2 mm	3 mm	4 mm	5 mm
Nombre d'éléments	Eprouvette	7941	2115	993	594	381
	Colle époxyde	2647	705	331	198	127
	Mousse isolante	2647	705	331	198	127
Rapport d'aspect $r$ moyen	Eprouvette	3,67	7,19	10,78	13,66	17,02
	Colle époxyde	3,67	7,19	10,78	13,66	17,02
	Mousse isolante	5,72	3,06	2,19	1,76	1,62
% d'éléments tels que $r \geq 10$	Eprouvette	0	0,7	67,37	85,85	96,85
	Colle époxyde	0	0,7	67,37	85,85	96,85
	Mousse isolante	0,68	0,28	0	0	0
Modèle complet	Nombre d'éléments	13235	3525	1655	990	635
	Rapport d'aspect $r$ moyen	4,08	6,37	9,06	11,28	13,94
	% d'éléments tels que $r \geq 10$	0,13	0,62	53,89	68,68	77,48
	Temps de calcul	730 s	229 s	125 s	82 s	52 s

**TABLE 2.2** – Propriétés du maillage et temps de calcul en fonction de la taille générale des éléments (un seul élément dans l'épaisseur du joint de colle époxyde et dans l'épaisseur de la mousse)

Variations de température $\Delta T$ (K)										
Taille générale de maillage	en surface					à l'interface éprouvette/colle				
	n° 1	n° 3	n° 5	n° 7	n° 9	n° 2	n° 4	n° 6	n° 8	n° 10
1 mm	0,6857	1,4629	1,4783	1,4392	0,7013	0,6747	1,446	1,457	1,418	0,6905
2 mm	0,6861	1,4629	1,4783	1,4392	0,7015	0,6745	1,4416	1,457	1,418	0,6904
3 mm	0,6863	1,4629	1,4783	1,4392	0,7019	0,6741	1,446	1,457	1,418	0,6901
4 mm	0,6854	1,4629	1,4783	1,4392	0,702	0,6739	1,446	1,457	1,418	0,6899
5 mm	0,6843	1,4628	1,4783	1,4392	0,7019	0,6736	1,4415	1,457	1,418	0,6897
Différences par rapport à la taille générale de 1 mm (mK)										
1 mm	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
2 mm	0,4	0	0	0	0,2	-0,2	-4,4	0	0	0,1
3 mm	0,6	0	0	0	0,6	-0,6	0	0	0	-0,4
4 mm	-0,3	0	0	0	0,7	-0,8	0	0	0	-0,6
5 mm	1,4	-0,01	0	0	0,6	-1,1	-4,5	0	0	-0,8

**TABLE 2.3** – Températures aux points d'analyse en fonction de la taille générale du maillage (un seul élément dans l'épaisseur du joint de colle et dans l'épaisseur de la mousse)

### Nombre d'éléments dans l'épaisseur du joint de colle époxyde et dans l'épaisseur de la mousse isolante

Le nombre d'éléments présents dans l'épaisseur de la colle et de la mousse isolante a également été étudié. Comme le présentent les Tableaux 2.4 et 2.5, ce facteur augmente jusqu'à 30 % le temps nécessaire à la réalisation des calculs. De plus, dans le cas de la colle

époxyde, l'ajout d'éléments dans l'épaisseur implique un aspect ratio moyen supérieur à 10. On note cependant que l'augmentation du nombre d'éléments dans l'épaisseur de la colle ou de la mousse n'influe que faiblement les températures obtenues, avec au maximum une variation de 1,6 mK et un écart relatif de 0,1 % (voir Tableaux 2.6 et 2.7). Dans la suite, un seul élément de maillage sera donc défini dans l'épaisseur de la colle époxyde et dans celle de la mousse.

		Nombre d'éléments dans l'épaisseur		
		1 élément	2 éléments	3 éléments
Colle époxyde	Nombre d'éléments	705	1410	2115
	Rapport d'aspect $r$ moyen	7,19	14,39	21,58
	% d'éléments tels que $r \geq 10$	0,7	95,461	99,85
Modèle complet	Nombre d'éléments	3525	4230	4935
	Rapport d'aspect $r$ moyen	6,37	8,9	12,77
	% d'éléments tels que $r \geq 10$	0,62	33,22	43,14
	Durée du calcul	229 s	277 s	300 s

**TABLE 2.4** – Propriétés du maillage et temps de calcul en fonction du nombre d'éléments dans l'épaisseur du joint de colle époxyde (taille générale de maillage de 2 mm, un seul élément dans l'épaisseur de la mousse isolante)

		Nombre d'éléments dans l'épaisseur		
		1 élément	2 éléments	3 éléments
Mousse isolante	Nombre d'éléments	705	1410	2115
	Rapport d'aspect $r$ moyen	3,06	1,54	1,42
	% d'éléments tels que $r \geq 10$	0,28	0	0
Modèle complet	Nombre d'éléments	3525	4230	4935
	Rapport d'aspect $r$ moyen	6,37	5,31	4,72
	% d'éléments tels que $r \geq 10$	0,62	0,47	0,4
	Durée du calcul	229 s	282 s	320 s

**TABLE 2.5** – Propriétés du maillage et temps de calcul en fonction du nombre d'éléments dans l'épaisseur de la mousse isolante (taille générale de maillage de 2 mm, un seul élément dans l'épaisseur du joint de colle époxyde)

#### 2.4.2.2 Influence de la durée des incréments de calcul

Le dernier paramètre pouvant impacter le bon déroulement et la précision des calculs est la durée du pas de temps. Pour observer son influence, nous avons fait varier ce paramètre de 0,1 s à 1 s. Comme on peut le voir sur le tableau 2.8, les températures de surface et à l'interface sont très peu sensibles à ce paramètre avec des écarts relatifs maximaux de température de l'ordre de 1,7 % (11,5 mK) et 0,6 % (9,1 mK). Toutefois, la durée des calculs est fortement augmentée par ce facteur (Tableau 2.9), nous avons donc fait le choix d'utiliser un incrément de temps de 0,25 s dans le but d'effectuer des calculs

Nombre d'éléments	Variations de température $\Delta T$ (K)									
	en surface					à l'interface éprouvette/colle				
	n° 1	n° 3	n° 5	n° 7	n° 9	n° 2	n° 4	n° 6	n° 8	n° 10
1 élément	0,6861	1,4629	1,4783	1,4392	0,7015	0,6745	1,4416	1,457	1,418	0,6904
2 éléments	0,6861	1,4629	1,4783	1,4392	0,7015	0,6745	1,4416	1,457	1,418	0,6904
3 éléments	0,6861	1,4629	1,4783	1,4392	0,7015	0,67445	1,4416	1,457	1,418	0,6904
Différences par rapport au cas 1 élément (mK)										
1 élément	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
2 éléments	0	0	0	0	0	0,05	0	0	0	0
3 éléments	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0

**TABLE 2.6** – Températures aux points d'analyse en fonction du nombre d'éléments dans l'épaisseur du joint de colle époxyde (taille générale de maillage de 2 mm, un seul élément dans l'épaisseur de la mousse isolante)

Nombre d'éléments	Variations de température $\Delta T$ (K)									
	en surface					à l'interface éprouvette/colle				
	n° 1	n° 3	n° 5	n° 7	n° 9	n° 2	n° 4	n° 6	n° 8	n° 10
1 élément	0,6861	1,4629	1,4783	1,4392	0,7015	0,6745	1,4416	1,457	1,418	0,6904
2 éléments	0,6887	1,4643	1,4798	1,4405	0,7022	0,6751	1,443	1,4584	1,4193	0,691
3 éléments	0,6861	1,4644	1,4799	1,4406	0,7022	0,6751	1,4431	1,4585	1,4193	0,6911
Différences par rapport au cas 1 élément (mK)										
1 élément	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
2 éléments	0,6	1,4	1,5	1,3	0,7	0,6	1,4	1,4	1,3	0,6
3 éléments	0,6	1,5	1,6	1,4	0,7	0,6	1,5	1,5	1,3	0,7

**TABLE 2.7** – Températures aux points d'analyse en fonction du nombre d'éléments dans l'épaisseur de la mousse isolante (taille générale de maillage de 2 mm, un seul élément dans l'épaisseur du joint de colle époxyde)

rapides (4 min) et d'obtenir suffisamment de points de mesures temporels pour représenter précisément des évolutions temporelles non linéaires.

#### 2.4.2.3 Influence des propriétés de l'Inconel, de la colle époxyde et de la mousse isolante

Les propriétés thermiques de l'éprouvette de référence en Inconel et de la colle ont été identifiées expérimentalement par le biais du Hot-Disk. Théoriquement, cet appareil présente une exactitude de mesure de l'ordre de 5 % pour la conductivité thermique ([Hot Disk, 2015](#)). Toutefois, afin de mesurer véritablement l'impact d'éventuelles erreurs de mesures sur les résultats obtenus, nous avons étudié l'influence de la variabilité des valeurs de conductivité thermique  $\lambda$  et de la chaleur volumique  $\rho C_p$  de l'éprouvette métallique, du joint de colle époxyde ainsi que de la mousse isolante au travers d'une plage de variation de  $\pm 10\%$  autour des données moyennes indiquées au [Tableau 2.1](#).

Comme on peut le constater sur le [Tableau 2.10](#), les températures observées à la surface

Durée du pas de temps	Variations de température $\Delta T$ (K)									
	en surface					à l'interface éprouvette/colle				
	n° 1	n° 3	n° 5	n° 7	n° 9	n° 2	n° 4	n° 6	n° 8	n° 10
0,1 s	0,6865	1,4642	1,4787	1,4408	0,7017	0,6749	1,4429	1,4573	1,4196	0,6905
0,25 s	0,6861	1,4629	1,4783	1,4392	0,7015	0,6745	1,4416	1,457	1,418	0,6904
0,5 s	0,6863	1,4609	1,4778	1,4367	0,7012	0,6738	1,4396	1,4564	1,4155	0,6901
1 s	0,675	1,4569	1,4766	1,4317	0,7007	0,6724	1,4356	1,4523	1,4105	0,6896
Différences par rapport au pas de temps de 0,1 s (mK)										
0,1 s	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
0,25 s	-0,4	-1,3	-0,4	-1,6	-0,2	-0,4	-1,3	-0,3	-1,6	-0,1
0,5 s	-0,2	-3,3	-0,9	-4,1	-0,5	-1,1	-3,3	-0,9	-4,1	-0,4
1 s	-11,5	-7,3	-2,1	-9,1	-1	-2,5	-7,3	-5	-9,1	-0,9

**TABLE 2.8** – Températures aux points d'analyse en fonction de la durée des pas de temps (taille générale de maillage de 2 mm, un seul élément dans l'épaisseur du joint de colle époxyde et dans l'épaisseur de la mousse isolante)

	Durée du pas de temps			
	0,1 s	0,25 s	0,5 s	1 s
Durée du calcul	10 min	4 min	2 min	1 min

**TABLE 2.9** – Temps de calcul en fonction de la durée du pas de temps (taille générale de maillage de 2 mm, un seul élément dans l'épaisseur du joint de colle époxyde et dans l'épaisseur de la mousse isolante)

de l'éprouvette et à l'interface entre l'éprouvette et la colle varient très peu lorsque l'on fait varier la conductivité thermique  $\lambda$  de la plaque métallique (9,2 mK et 0,64 % d'écart relatif au maximum). L'influence de la chaleur volumique  $\rho C_p$  est plus notable (pouvant respectivement atteindre 141,8 mK et 9,7 %, Tableau 2.11), ce qui impose donc d'avoir une attention particulière pour la mesure de cette dernière donnée.

Propriété étudiée	Variations de température $\Delta T$ (K)									
	en surface					à l'interface éprouvette/colle				
	n° 1	n° 3	n° 5	n° 7	n° 9	n° 2	n° 4	n° 6	n° 8	n° 10
0.9 $\lambda$	0,6897	1,4686	1,48	1,4484	0,7038	0,6768	1,4469	1,4576	1,4248	0,6914
$\lambda$	0,6861	1,4629	1,4783	1,4392	0,7015	0,6745	1,4416	1,457	1,418	0,6904
1.1 $\lambda$	0,6825	1,4571	1,477	1,4302	0,6996	0,6722	1,4378	1,4563	1,4109	0,6895
Différences par rapport à la valeur $\lambda$ (mK)										
0.9 $\lambda$	3,6	5,7	1,7	9,2	2,3	2,3	3,3	0,6	6,8	1
$\lambda$	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
1.1 $\lambda$	-3,6	-5,8	-1,3	-9	-1,9	-2,3	-3,8	-0,7	-7,1	-0,9

**TABLE 2.10** – Températures aux points d'analyse en fonction de la conductivité  $\lambda$  de l'Inconel (taille générale de maillage de 2 mm, un seul élément dans l'épaisseur du joint de colle époxyde et dans l'épaisseur de la mousse isolante)

Propriété étudiée	Variations de température $\Delta T$ (K)									
	en surface					à l'interface éprouvette/colle				
	n° 1	n° 3	n° 5	n° 7	n° 9	n° 2	n° 4	n° 6	n° 8	n° 10
0.9 $\rho C_p$	0,7489	1,5984	1,6201	1,5688	0,7674	0,7373	1,5769	1,5985	1,5474	0,7562
$\rho C_p$	0,6861	1,4629	1,4783	1,4392	0,7015	0,6745	1,4416	1,457	1,418	0,6904
1.1 $\rho C_p$	0,6345	1,3514	1,3626	1,3322	0,6477	0,623	1,3303	1,3415	1,3112	0,6366
Différences par rapport à la valeur $\rho C_p$ (mK)										
0.9 $\rho C_p$	62,8	135,5	141,8	129,6	65,9	62,8	135,3	141,5	129,4	65,8
$\rho C_p$	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
1.1 $\rho C_p$	-51,6	-111,5	-115,7	-107	-53,8	-51,5	-111,3	-115,5	-106,8	-53,8

**TABLE 2.11** – Températures aux points d'analyse en fonction de la chaleur volumique  $\rho C_p$  de l'Inconel (taille générale de maillage de 2 mm, un seul élément dans l'épaisseur du joint de colle époxyde et dans l'épaisseur de la mousse)

Propriété étudiée	Variations de température $\Delta T$ (K)									
	en surface					à l'interface éprouvette/colle				
	n° 1	n° 3	n° 5	n° 7	n° 9	n° 2	n° 4	n° 6	n° 8	n° 10
0.9 $\lambda$	0,6866	1,4641	1,4796	1,4404	0,7021	0,6751	1,4428	1,4583	1,4192	0,691
$\lambda$	0,6861	1,4629	1,4783	1,4392	0,7015	0,6745	1,4416	1,457	1,418	0,6904
1.1 $\lambda$	0,6856	1,4619	1,4773	1,4383	0,701	0,674	1,4406	1,4529	1,4171	0,6899
Différences par rapport à la valeur $\lambda$ (mK)										
0.9 $\lambda$	0,5	1,2	1,3	1,2	0,6	0,6	1,2	1,3	1,2	0,6
$\lambda$	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
1.1 $\lambda$	-0,5	-1	-1	-0,9	-0,5	-0,5	-1	-4,1	-0,9	-0,5

**TABLE 2.12** – Températures aux points d'analyse en fonction de la conductivité  $\lambda$  du joint de colle époxyde (taille générale de maillage de 2 mm, un seul élément dans l'épaisseur du joint de colle époxyde et dans l'épaisseur de la mousse)

La variabilité des propriétés du joint de colle époxyde a quant à elle un très faible impact sur les variations de température  $\Delta T$  (voir Tableaux 2.12 et 2.13), avec des écarts maximaux de 4,1 mK et 0,09 % en relatif pour une variation de la conductivité, respectivement 11,9 mK et 0,82 % pour la chaleur volumique. Pour finir, l'étude des propriétés de la mousse isolante démontre à nouveau une influence très faible, conduisant à des écarts maximaux de 2,1 mK et 0,15 % en relatif pour une variation de la conductivité, respectivement 2,7 mK et 0,18 % pour la chaleur volumique (voir Tableaux 2.14 et 2.15).

Pour conclure ce travail, notons qu'une étude de sensibilité a également été menée sur le cas des éprouvettes de référence en composites. Les résultats détaillés dans l'Annexe B démontrent la convergence du maillage et la stabilité des résultats, confirmant ainsi les choix de modélisation. En revanche, ils soulignent l'importance d'une mesure précise des paramètres matériaux du pli composite (notamment la chaleur volumique  $\rho C_p$  et la conductivité transverse  $\lambda_t$ ).

Propriété étudiée	Variations de température $\Delta T$ (K)									
	en surface					à l'interface éprouvette/colle				
	n° 1	n° 3	n° 5	n° 7	n° 9	n° 2	n° 4	n° 6	n° 8	n° 10
0.9 $\rho C_p$	0,6913	1,4744	1,4902	1,4502	0,707	0,6798	1,4532	1,469	1,4291	0,696
$\rho C_p$	0,6861	1,4629	1,4783	1,4392	0,7015	0,6745	1,4416	1,457	1,418	0,6904
1.1 $\rho C_p$	0,681	1,4519	1,4669	1,4286	0,6962	0,6693	1,4305	1,4454	1,4073	0,685
Différences par rapport à la valeur $\rho C_p$ (mK)										
0.9 $\rho C_p$	5,2	11,5	11,9	11	5,5	5,3	11,6	12	11,1	5,6
$\rho C_p$	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
1.1 $\rho C_p$	-5,1	-11	-11,4	-10,6	-5,3	-5,2	-11,1	-11,6	-10,7	-5,4

**TABLE 2.13** – Températures aux points d'analyse en fonction de la chaleur volumique  $\rho C_p$  du joint de colle époxyde (taille générale de maillage de 2 mm, un seul élément dans l'épaisseur du joint de colle époxyde et dans l'épaisseur de la mousse)

Propriété étudiée	Variations de température $\Delta T$ (K)									
	en surface					à l'interface éprouvette/colle				
	n° 1	n° 3	n° 5	n° 7	n° 9	n° 2	n° 4	n° 6	n° 8	n° 10
0.9 $\lambda$	0,687	1,465	1,4804	1,4412	0,7025	0,6755	1,4437	1,4591	1,4201	0,6914
$\lambda$	0,6861	1,4629	1,4783	1,4392	0,7015	0,6745	1,4416	1,457	1,418	0,6904
1.1 $\lambda$	0,6851	1,461	1,4764	1,4373	0,7006	0,6736	1,4397	1,455	1,4161	0,6894
Différences par rapport à la valeur $\lambda$ (mK)										
0.9 $\lambda$	0,9	2,1	2,1	2	1	1	2,1	2,1	2,1	1
$\lambda$	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
1.1 $\lambda$	-1	-1,9	-1,9	-1,9	-0,9	-0,9	-1,9	-2	-1,9	-1

**TABLE 2.14** – Températures aux points d'analyse en fonction de la conductivité  $\lambda$  de la mousse isolante (taille générale de maillage de 2 mm, un seul élément dans l'épaisseur du joint de colle époxyde et dans l'épaisseur de la mousse)

Propriété étudiée	Variations de température $\Delta T$ (K)									
	en surface					à l'interface éprouvette/colle				
	n° 1	n° 3	n° 5	n° 7	n° 9	n° 2	n° 4	n° 6	n° 8	n° 10
0.9 $\rho C_p$	0,6873	1,4635	1,481	1,4417	0,7027	0,6757	1,4443	1,4597	1,4206	0,6916
$\rho C_p$	0,6861	1,4629	1,4783	1,4392	0,7015	0,6745	1,4416	1,457	1,418	0,6904
1.1 $\rho C_p$	0,6849	1,4604	1,4758	1,4368	0,7003	0,6733	1,4391	1,4544	1,4156	0,6892
Différences par rapport à la valeur $\rho C_p$ (mK)										
0.9 $\rho C_p$	1,2	0,6	2,7	2,5	1,2	1,2	2,7	2,7	2,6	1,2
$\rho C_p$	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
1.1 $\rho C_p$	-1,2	-2,5	-2,5	-2,4	-1,2	-1,2	-2,5	-2,6	-2,4	-1,2

**TABLE 2.15** – Températures aux points d'analyse en fonction de la chaleur volumique  $\rho C_p$  de la mousse isolante (taille générale de maillage de 2 mm, un seul élément dans l'épaisseur du joint de colle époxyde et dans l'épaisseur de la mousse)

## 2.5 Identification inverse

### 2.5.1 Méthodologie

La technique de l'identification inverse vise à minimiser l'écart entre des données expérimentales et numériques pour identifier des paramètres du modèle numérique (propriétés de matériaux, conditions aux limites,...). Les minimisations effectuées dans cette étude portent sur les évolutions temporelles de la moyenne spatiale sur une zone dite *zone d'analyse* des variations de températures  $\Delta T$  (cette zone sera définie par la suite). L'écart est quantifié par le biais des résidus des moindres carrés pour plusieurs instants durant la stimulation thermique (entre  $t = 2\text{ s}$  et  $t = 12\text{ s}$ ) séparés de  $0,25\text{ s}$  (pas de temps). Pour cette procédure, seule la phase de chauffe a été prise en compte dans la mesure où les hypothèses du modèle y sont le plus en accord avec la réalité (en particulier le caractère négligeable du rayonnement et de la convection). L'objectif est donc de déterminer l'intensité du paramètre recherché permettant de réduire au maximum l'erreur type  $\sigma$  issue de la moyenne des écarts quadratiques :

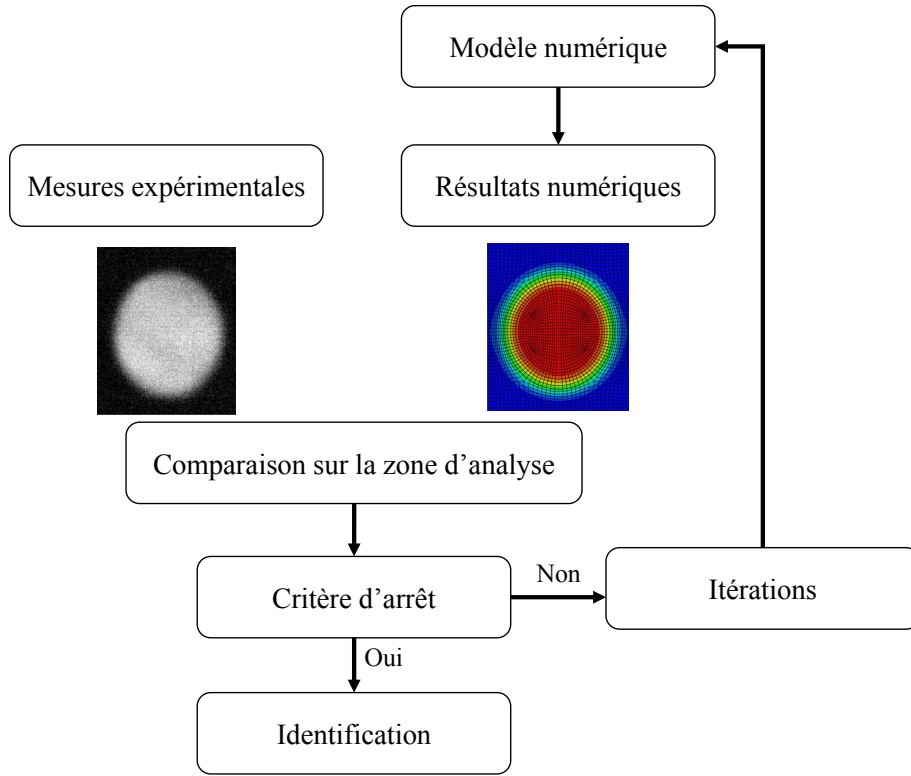
$$\sigma = \sqrt{\frac{\chi^2}{n}} = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (y_i(t) - m_i(t))^2}{n}} \leq e \quad (2.10)$$

avec  $\chi^2$  la somme du carré des résidus,  $n$  le nombre de mesures,  $y_i(t)$  (respectivement  $m_i(t)$ ) la moyenne des  $\Delta T$  sur la zone d'analyse obtenue numériquement (resp. expérimentalement) à l'instant  $2\text{ s} \leq t \leq 12\text{ s}$ . La valeur du paramètre recherché est ainsi modifiée de manière itérative jusqu'à obtention de l'erreur minimale  $\sigma_{min}$  (critère d'arrêt).

### 2.5.2 Identification du flux thermique à partir de l'Inconel

On s'appuie sur cette technique pour quantifier le flux surfacique  $\varphi_l$  appliqué sur la surface elliptique  $S_l$  à l'aide de la réponse thermique de l'Inconel. Cette étude a été menée ici sur une zone d'analyse circulaire de diamètre  $40\text{ mm}$  située au centre de la sollicitation thermique, considérée comme représentative de la réponse thermique de l'éprouvette de référence. Cette zone a été définie sur le plan expérimental et numérique (Figure 2.15-a). Le critère d'arrêt considéré conduit alors à  $\varphi_l = \varphi_{id} = 500\text{ W m}^{-2}$  obtenu pour une erreur type minimale de  $\sigma_{min} = 15\text{ mK}$ . La comparaison entre la moyenne des variations de température  $\Delta T$  expérimentale et numérique dans la zone d'analyse centrale est représentée à la Figure 2.15-b avec l'illustration de la sensibilité du résultat par rapport à cette identification. On note que les résultats de simulation reproduisent bien la réponse globale du matériau sur la zone centrale. Compte tenu des conditions aux limites considérées (sollicitation courte sans échanges avec l'extérieur), la température ne cesse d'augmenter avec le temps durant la sollicitation (jusqu'à  $t = 12\text{ s}$ ) et le « refroidissement » traduit l'homogénéisation de la température au sein de l'éprouvette en conditions adiabatiques





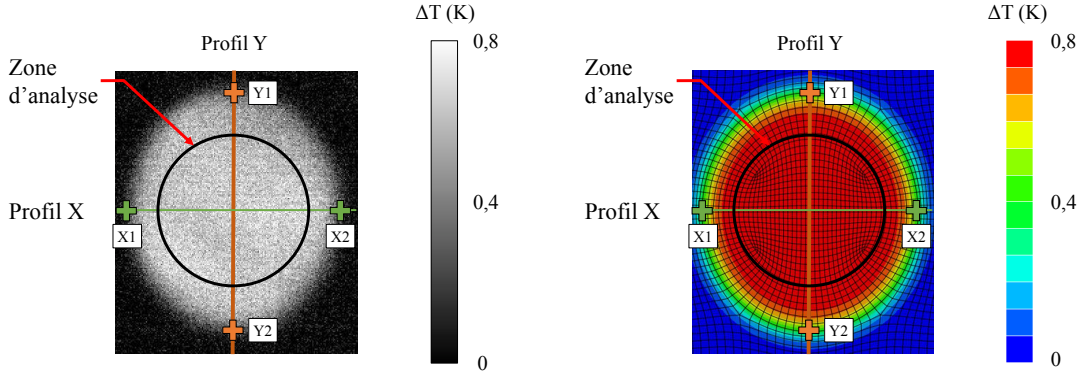
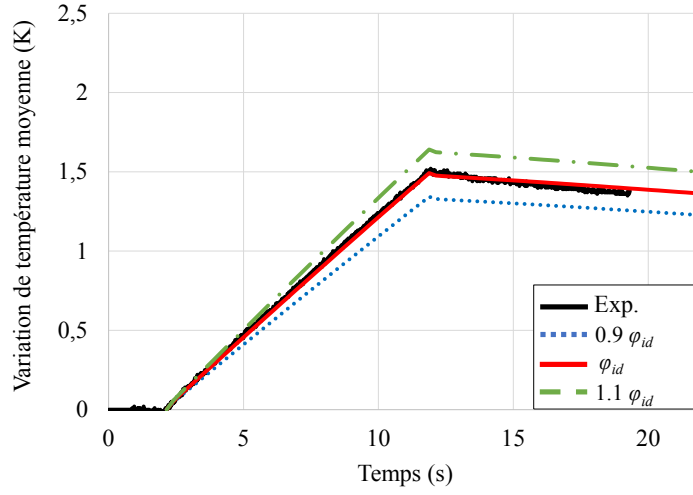
**FIGURE 2.14** – Schéma de principe de la technique d'identification inverse

(pas de retour à  $T_0$ ). Sur la fin de l'essai, le modèle s'éloigne très légèrement de la mesure, traduisant en particulier la mise en place d'un peu d'échanges avec l'extérieur.

Pour compléter cette analyse, les évolutions du champ thermique surfacique ont été représentées selon des profils verticaux et horizontaux (voir Figure 2.15-a). Les points X1 et X2 selon l'axe X (respectivement Y1 et Y2 selon l'axe Y) désignent les limites de la zone elliptique de sollicitation ( $[X1, X2] = a$ ,  $[Y1, Y2] = b$ , Figure 2.12). La figure 2.16 montre les résultats expérimentaux et numériques à des instants distincts, en l'occurrence le milieu ( $t = 7$  s) et la fin de la phase de chauffe ( $t = 12$  s) ainsi que durant le refroidissement ( $t = 17$  s). Même si l'on observe de légères disparités sur les bords de la zone sollicitée (surtout au niveau de Y1 et Y2) liées aux défauts de bords de la lentille optique, on obtient une très bonne corrélation entre la modélisation et les mesures expérimentales. Ces premiers résultats tendent donc à confirmer le choix des hypothèses et la consistance physique du modèle.

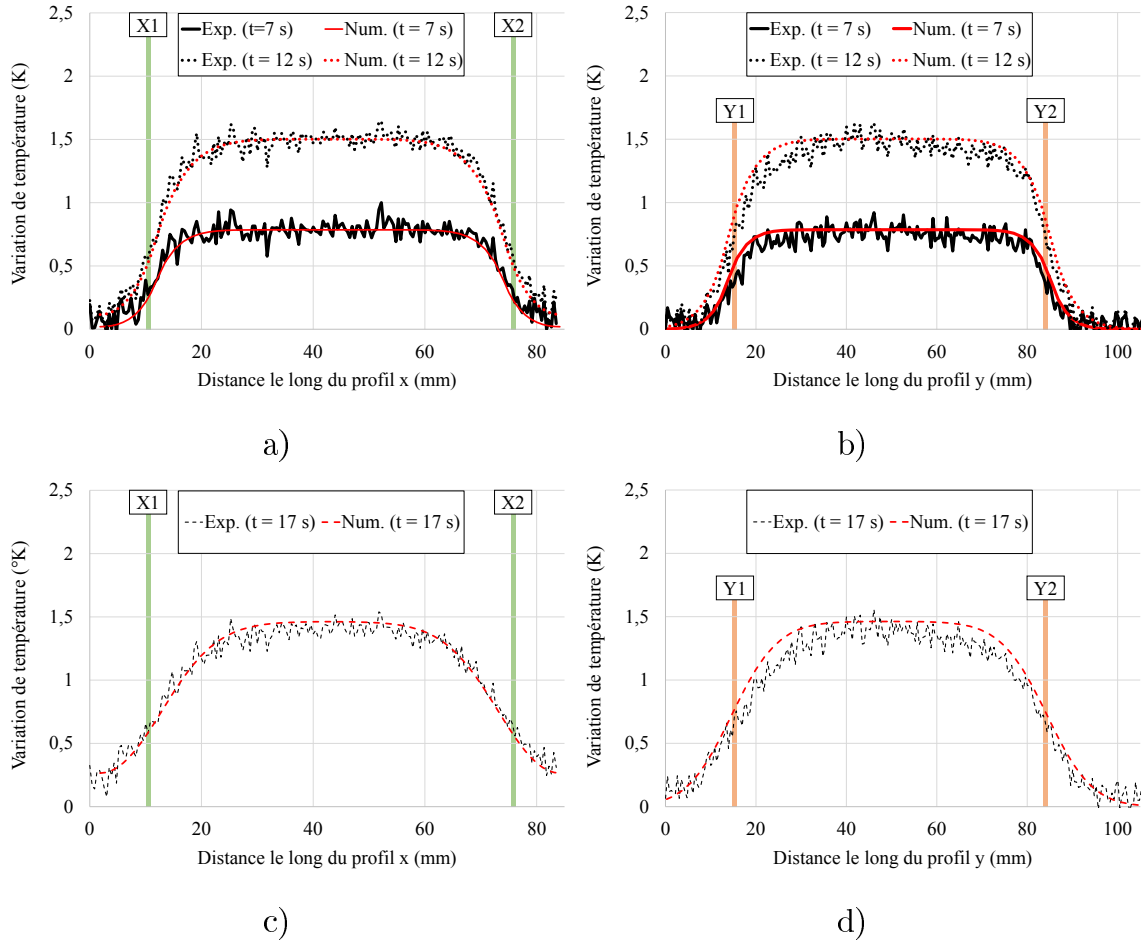
### 2.5.3 Application aux matériaux composites

L'idée à ce stade est de vérifier la validité du modèle sur le cas des matériaux composites. Or, comme spécifié à la Section 2.4.1, une incertitude demeure quant à la conductivité transverse  $\lambda_t$  du pli composite pour laquelle on ne dispose pas d'estimation et qui joue un rôle notable dans le comportement des matériaux composites (voir Annexe B).

a) Champs thermiques expérimental et numérique à  $t = 7$  sb) Évolution temporelle de la moyenne des  $\Delta T$  dans la zone d'analyse**FIGURE 2.15** – Variation de la température de surface  $\Delta T$  pour l'éprouvette de référence en Inconel

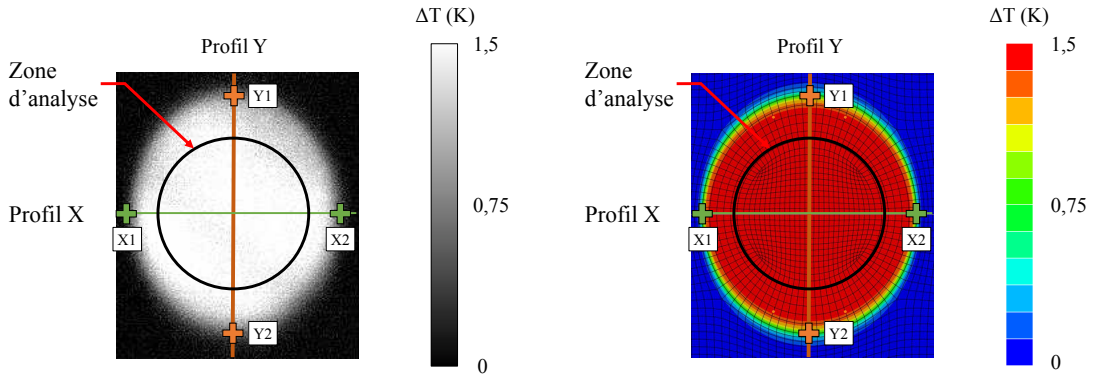
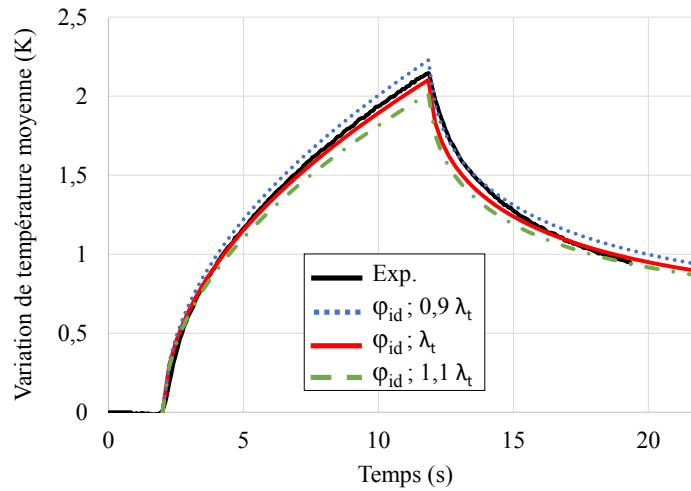
C'est pourquoi, sur la base du flux surfacique  $\varphi_{id}$  identifié précédemment sur l'Inconel, nous avons à nouveau mis en œuvre la procédure d'identification inverse décrite à la Section 2.5.1 pour calibrer la valeur de  $\lambda_t$  à partir de la réponse globale du composite à  $[0]_{18}$  (isotrope transverse). La figure 2.17 montre ainsi pour la même zone d'analyse circulaire centrale l'évolution temporelle de la moyenne des  $\Delta T$  surfaciques pour le composite à  $[0]_{18}$ . Le critère d'arrêt de la procédure d'identification inverse a été obtenu pour une valeur de  $\lambda_t = 0,51 \text{ W m}^{-1} \text{ K}^{-1}$  et  $\sigma_{min} = 29 \text{ mK}$ . A partir de ce résultat et toujours du flux  $\varphi_{id}$ , on présente à la Figure 2.18 la confrontation entre les mesures expérimentales et numériques dans le cas du composite à  $[0/90/0]_6$  (orthotrope). On obtient également dans ce cas une très bonne corrélation de la moyenne des  $\Delta T$  sur la zone d'analyse avec une erreur type de  $\sigma = 24 \text{ mK}$ .

Il est important de signaler que, dans les deux cas de symétries matérielles, le modèle est apte à rendre compte d'une part des niveaux plus élevés d'accroissement de température que ceux obtenus dans l'Inconel, et d'autre part, de la réponse globale non linéaire des composites en phase de chauffe et de refroidissement. L'examen des conductivités et de la chaleur volumique des matériaux permet d'expliquer le premier point. En effet, si



**FIGURE 2.16** – Variation de la température de surface  $\Delta T$  pour l'éprouvette de référence en Inconel selon le profil X (a et c) et le profil Y (b et d) à différents instants

une conductivité importante traduit une quantité de chaleur importante transférée par conduction sous un gradient de 1 K sur 1 m, une forte chaleur volumique implique la nécessité d'un apport de chaleur important pour élever de 1 K la température de 1 m<sup>3</sup> de matériau. Le Tableau 2.16 récapitule les valeurs de ces paramètres pour les matériaux de l'étude, les conductivités indiquées représentant les données effectives (homogénéisées) dans les directions principales des stratifiés issues des conductivités du pli composite (Tableau 2.1 avec  $\lambda_t = 0,51 \text{ W m}^{-1} \text{ K}^{-1}$ ) et de l'orientation des plis (le composite  $[0]_{18}$  présente donc les mêmes propriétés que le pli). D'après ces données et leur signification physique, ceci implique donc une augmentation plus forte de la température dans les composites. En ce qui concerne le second point lié à l'aspect dynamique du transfert de chaleur dans les matériaux, il est plus pertinent de comparer leur diffusivité définie par l'Equation (2.9), qui est donc isotrope pour l'Inconel, isotrope transverse pour le stratifié  $[0]_{18}$  et orthotrope pour le stratifié  $[0/90/0]_6$  (les données du Tableau 2.16 correspondent à nouveau aux valeurs principales). On note ainsi que l'Inconel présente une meilleure capacité que le composite à transmettre un signal de température, et ce quelle que soit la direction considérée. C'est pourquoi, le régime d'augmentation linéaire de la température s'établit plus rapidement dans l'alliage métallique alors que ce processus prend davantage de temps

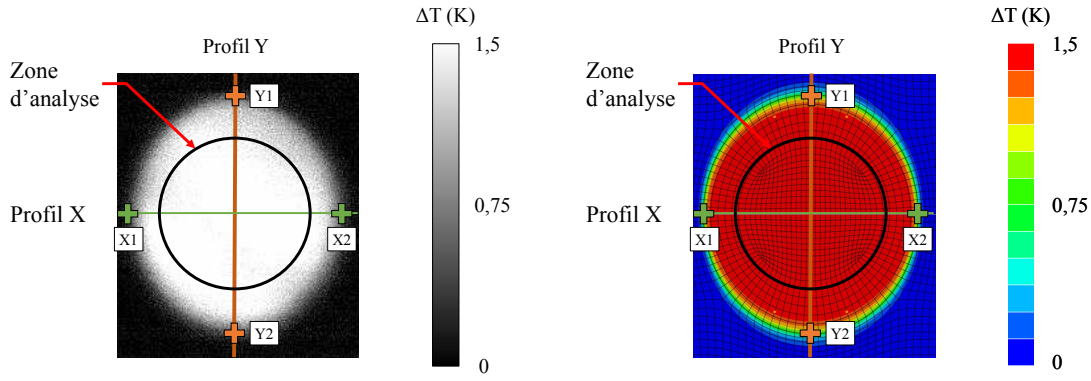
a) Champs thermiques expérimental et numérique à  $t = 7$  sb) Évolution temporelle de la moyenne des  $\Delta T$  dans la zone d'analyse**FIGURE 2.17** – Variation de la température de surface  $\Delta T$  pour l'éprouvette de référence en composite à  $[0]_{18}$ 

pour les composites, conduisant à la non linéarité de leur comportement.

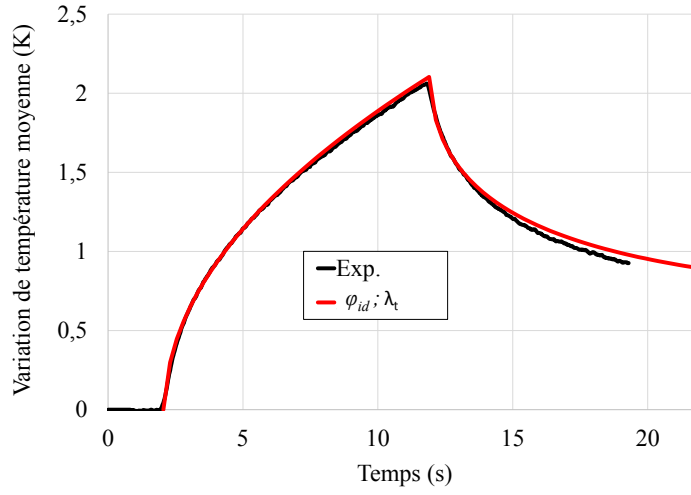
	Chaleur volumique ( $10^6 \text{ J m}^{-3} \text{ K}^{-1}$ )	Conductivité ( $\text{W m}^{-1} \text{ K}^{-1}$ )			Diffusivité ( $10^{-6} \text{ m}^2 \text{ s}^{-1}$ )		
	$\rho C_p$	$\lambda_X$	$\lambda_Y$	$\lambda_Z$	$d_X$	$d_Y$	$d_Z$
Inconel	3,29	12			3,65		
Composite à $[0]_{18}$	1,37	0,51	3,05	0,51	0,37	2,19	0,37
Composite à $[0/90/0]_6$	1,37	1,35	2,19	0,51	0,99	1,60	0,37

**TABLE 2.16** – Propriétés effectives des matériaux de référence ; les directions principales (X,Y,Z) sont indiquées à la Figure 2.12, l'axe Y (respectivement X) correspondant à l'orientation à  $0^\circ$  (resp.  $90^\circ$ ) des plis composites

Afin de détailler les performances du modèle, on se propose pour finir d'examiner la répartition spatiale de la variation de température surfacique, illustrée aux Figures 2.19 et 2.20 sur différents profils. Les résultats de simulation corrént à nouveau de manière très satisfaisante les mesures effectuées, pour les phases de chauffe et de refroidissement et pour les profils horizontaux et verticaux. Cette concordance obtenue, tant d'un point de



a) Champs thermiques expérimental et numérique à  $t = 7$  s



b) Évolution temporelle de la moyenne des  $\Delta T$  dans la zone d'analyse

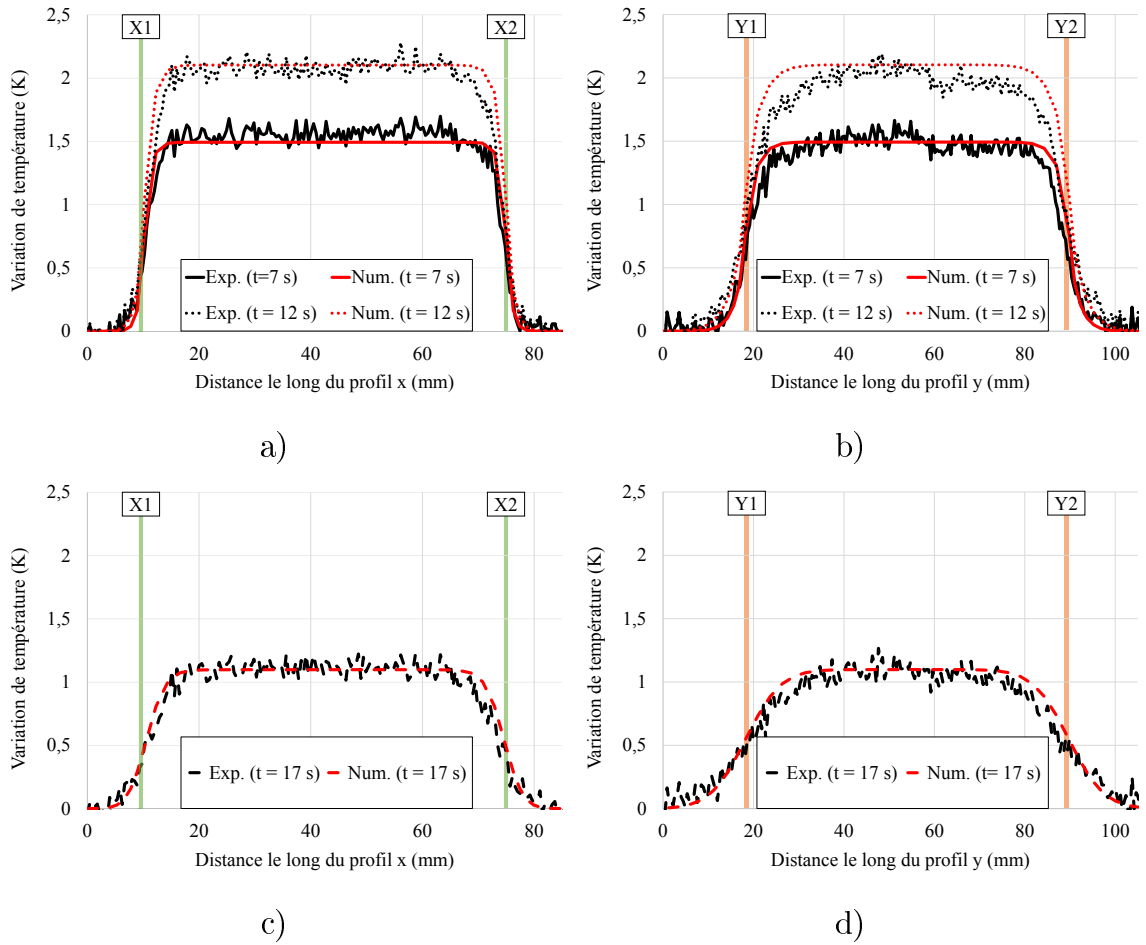
**FIGURE 2.18** – Variation de la température de surface  $\Delta T$  pour l'éprouvette de référence en composite à  $[0/90/0]_6$

vue global (évolution temporelle du  $\Delta T$  moyen) que local (répartition spatiale du champ thermique), est particulièrement remarquable dans le cadre complexe de la modélisation de composites à caractère anisotrope.

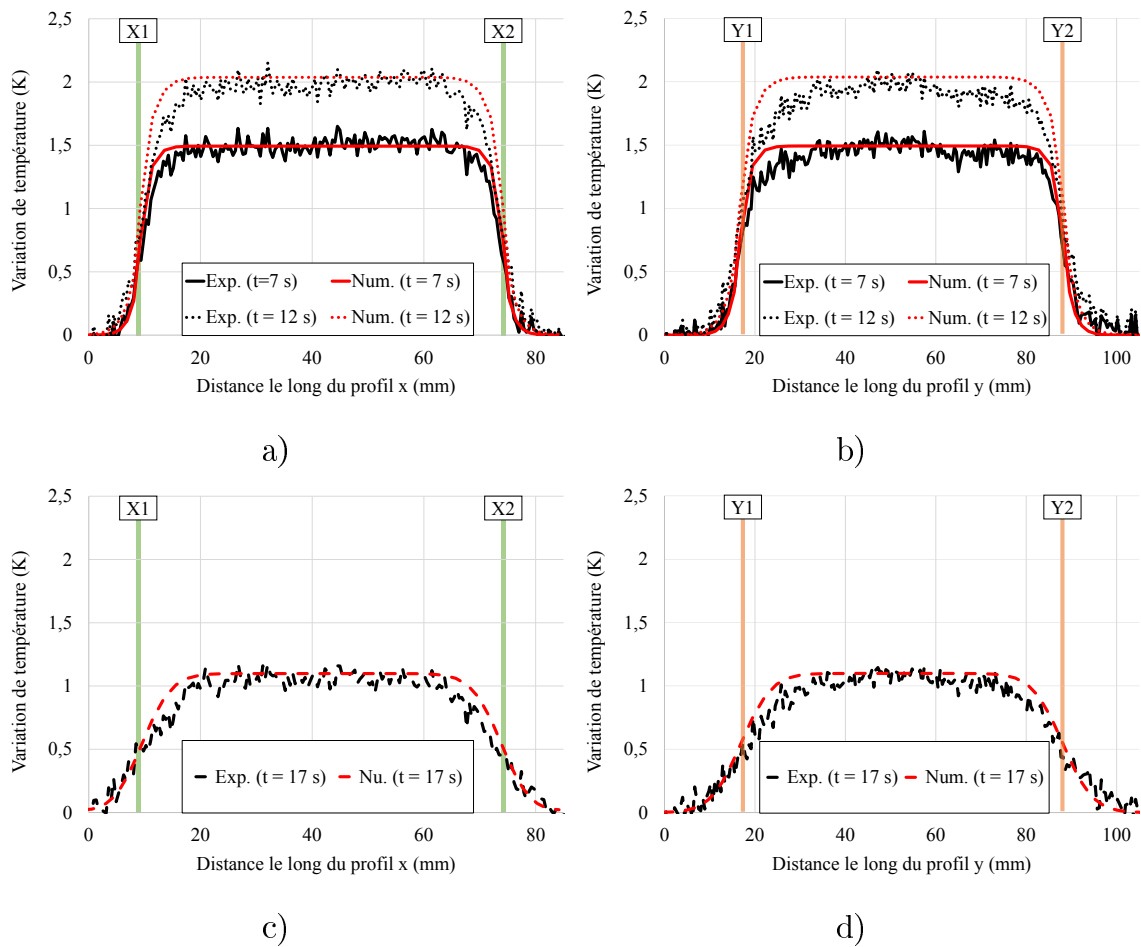
## 2.6 Conclusions

Dans cette partie, une nouvelle procédure de TIR active a été mise en place à l'aide d'un banc d'essais thermiques spécifique. L'attention a notamment été portée à la maîtrise du flux thermique incident (homogénéité, localisation, durée) et aux conditions aux limites sur les matériaux testés de façon à pouvoir établir un modèle physique du problème thermique. La méthode d'identification inverse, mise en œuvre sur le cas simple d'un matériau isotrope, a permis ensuite d'identifier l'intensité du flux sans recourir à des facteurs correctifs. La confrontation des champs thermiques surfaciques obtenus expérimentalement et numériquement sur le cas de matériaux anisotropes présentant différentes symétries matérielles a montré une très bonne corrélation. Ces résultats encourageants

nous permettent donc à présent de s'appuyer sur le montage expérimental et la modélisation développée pour aborder l'étude d'éprouvettes réparées.



**FIGURE 2.19** – Variation de la température de surface  $\Delta T$  pour l'éprouvette de référence en composite à  $[0]_{18}$  selon le profil X (a et c) et le profil Y (b et d) à différents instants



**FIGURE 2.20** – Variation de la température de surface  $\Delta T$  pour l'éprouvette de référence en composite à  $[0/90/0]_6$  selon le profil X (a et c) et le profil Y (b et d) à différents instants

---

# Chapitre 3

## Études des éprouvettes réparées

### Sommaire

---

<b>3.1</b>	<b>Essais expérimentaux</b>	<b>64</b>
3.1.1	Préparation des éprouvettes	64
3.1.2	Configuration des essais	67
3.1.3	Mesures thermiques	68
<b>3.2</b>	<b>Modélisation numérique des éprouvettes réparées</b>	<b>69</b>
3.2.1	Hypothèses	71
3.2.2	Études de sensibilité	73
<b>3.3</b>	<b>Confrontation des résultats expérimentaux et numériques</b>	<b>79</b>
3.3.1	Données brutes	79
3.3.2	Post-traitement des données	81
<b>3.4</b>	<b>Conclusions</b>	<b>86</b>

---

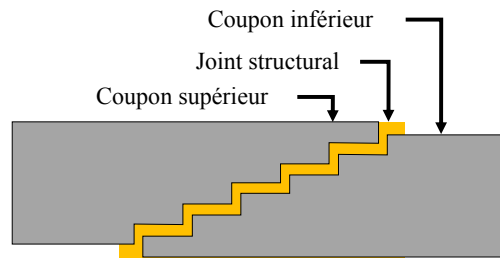


Ce chapitre est dédié aux études expérimentale et numérique des éprouvettes composites réparées par collage. A cette fin, les deux drapages étudiés seront soumis à la procédure par TIR active présentée au chapitre précédent. Une modélisation par éléments finis de ces configurations sera également mise en place et les simulations comparées aux mesures obtenues. Ces éléments permettront d'introduire un post-traitement des données visant à exacerber la réponse thermique du joint collé au sein des éprouvettes réparées.

## 3.1 Essais expérimentaux

### 3.1.1 Préparation des éprouvettes

Afin de se placer dans un cadre d'étude représentatif du contexte industriel (voir 1.4.1), nous avons choisi d'étudier des éprouvettes réparées par collage en forme de marches d'escalier (step lap, Figure 3.1). Cette configuration de réparation induit une évolution de la profondeur du joint structural par palier, ce qui permettra de déterminer aisément les limites en terme de profondeur d'investigation du banc d'essais développé dans cette étude.



**FIGURE 3.1** – Représentation schématique de la géométrie d'une éprouvette réparée par collage structural en forme de marches d'escalier

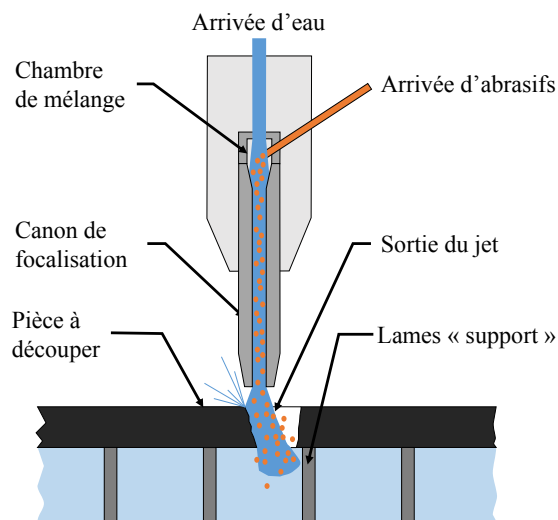
Les matériaux composites étudiés sont les stratifiés en carbone-époxyde  $[0]_{18}$  et  $[0/90/0]_6$  décrits aux Sections 2.1.1 et 2.4.1 et faisant une épaisseur totale de 4,7 mm. La préparation des éprouvettes réparées requiert dans un premier temps la réalisation de coupons présentant des marches d'escalier obtenues par découpe au jet d'eau abrasif de plaques mères (largeur 300 mm, longueur 300 mm).

#### Usinage des plaques

L'usinage par jet d'eau abrasif est utilisé depuis de nombreuses années dans le milieu industriel (Folkes, 2009; Kulekci, 2002) et offre la possibilité de découper des matériaux de natures diverses. Les capacités d'usinage non débouchant de ce procédé sont connues depuis une quinzaine d'années mais sont encore très peu mises en place industriellement. Néanmoins, ce procédé est très bien adapté à l'usinage des matériaux composites dans le cadre de la réparation (Crouzeix *et al.*, 2012) et permet de minimiser les risques de

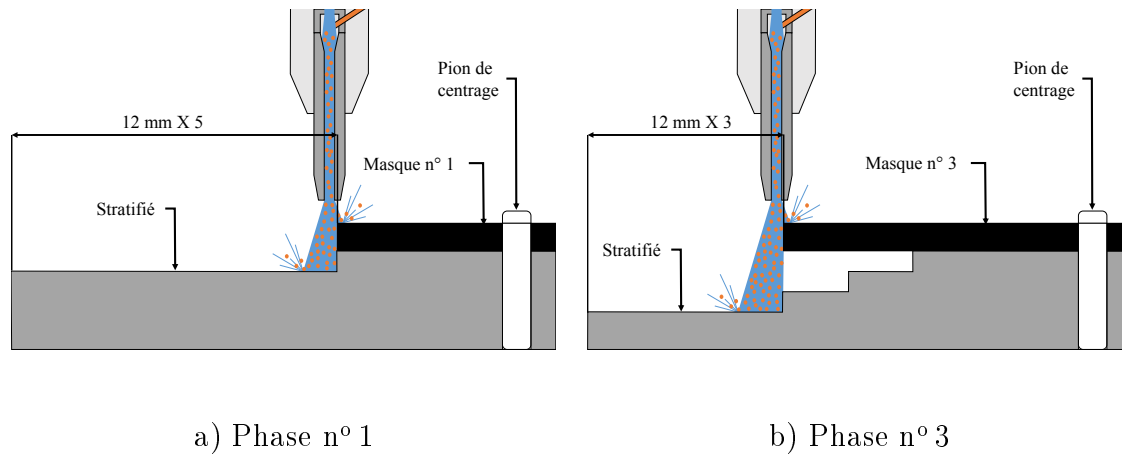
délaminage fortement présents lors de l'utilisation de procédés d'usinage conventionnel (Zitoun et Collombet, 2007).

Ce procédé repose sur l'utilisation d'un jet d'eau dont la vitesse peut atteindre plusieurs centaines de mètres par seconde dans lequel des particules d'abrasif sont introduites. La vitesse du jet est obtenue par le passage de l'eau sous pression (pouvant atteindre plusieurs milliers de bar) dans une buse de quelques dixième de millimètre de diamètre. Les particules quant à elles sont d'abord transportées dans l'air puis introduites dans le jet d'eau avec un débit de quelques grammes par minute. Enfin, un canon de focalisation accélère et projette le jet sur la pièce (Figure 3.2, Cénac *et al.* (2009); Hashish (2010)). L'enlèvement de matière résulte donc d'un couplage entre le dépassement local de la limite élastique de la pièce généré par la pression de contact et les nombreux impacts à grande vitesse des particules abrasives (Dessarthe, 1997).

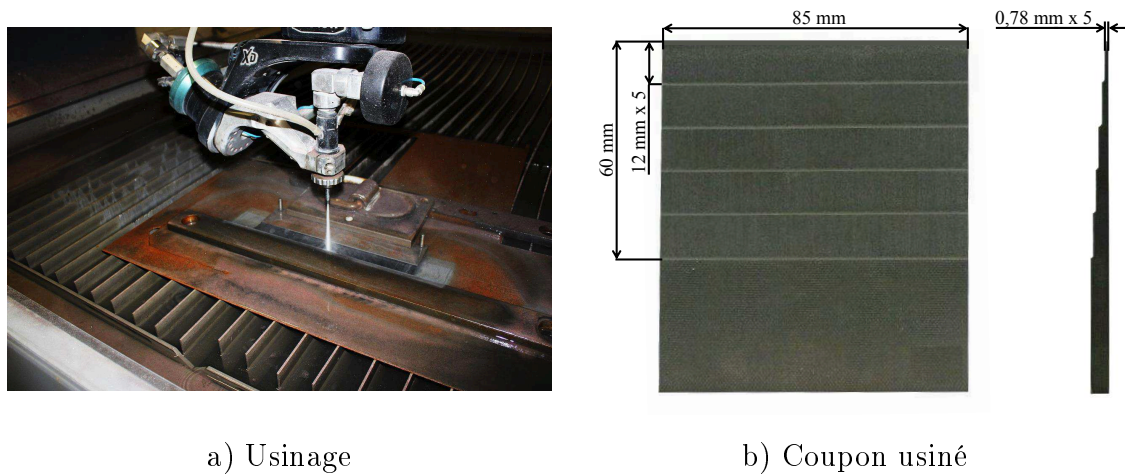


**FIGURE 3.2** – Représentation schématique du principe de l'usinage par jet d'eau abrasif

Si la pression d'eau et le débit des particules abrasives sont constants, la profondeur d'usinage varie en fonction de la vitesse du déplacement horizontal du jet d'eau (une vitesse importante conduit à un faible enlèvement de matière et inversement, Collombet *et al.* (2013)). La vitesse a ici été recalée de façon à enlever un pli composite à chaque passe (soit une épaisseur de 0,26 mm). D'après Baker (2006), l'angle préconisé pour réaliser les réparations structurales par collage est d'environ  $3^\circ$ . Nous avons donc opté dans notre cas pour la réalisation de 5 marches au sein des 18 plis des stratifiés, chacune faisant 12 mm de long pour 0,78 mm d'épaisseur (soit 3 plis composites), l'ensemble formant alors un angle de  $3,7^\circ$ . La marche la moins profonde se situe ainsi à 0,78 mm de la face supérieure et la plus profonde à 3,9 mm. Les différentes marches sont réalisées dans la plaque mère en protégeant les zones à conserver avec un masque en acier (Figure 3.3). Ces plaques usinées sont ensuite découpées pour obtenir les coupons inférieurs et supérieurs faisant (soit 9 coupons par plaque, Figure 3.4).



**FIGURE 3.3** – Représentation schématisée des différentes phases de l'enlèvement de matière par jet d'eau abrasif



**FIGURE 3.4** – Obtention de la géométrie en forme de marches d'escalier par jet d'eau abrasif

### Assemblage des coupons par collage

La seconde étape consiste en l'assemblage des coupons par collage structural. Conformément aux pratiques industrielles, nous avons employé ici un film adhésif en époxyde (Structil<sup>®</sup>, ST1035) faisant 0,3 mm d'épaisseur. L'utilisation d'un film adhésif d'épaisseur calibrée permet en effet de garantir de manière simple une épaisseur de joint structural constante sur toute la surface de réparation et de minimiser les inclusions d'air qui seraient néfastes à la tenue mécanique de la réparation (Kohli, 1999; Harman et Wang, 2006; Baker, 2006).

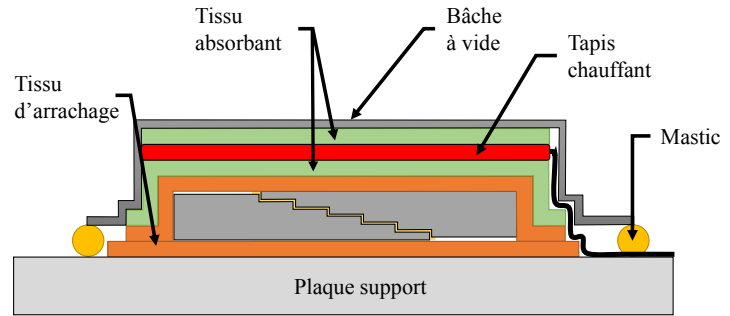
Après avoir nettoyé la surface d'assemblage à l'éthanol, le film est positionné de façon à recouvrir l'ensemble des marches. L'excédent d'adhésif laissé sur le bord supérieur de la réparation permettra par la suite de calibrer les propriétés thermiques du film adhésif (Figure 3.5-a, voir Section 3.2.1). Sur le schéma 3.5-b est présenté le dispositif de polymérisation par tapis chauffant et de mise sous vide employé dans le cas présent (Kohli, 1999; Davis et Bond, 1999; Katnam *et al.*, 2013). Précisément, les éprouvettes collées sont

polymérisées à une température de 120 °C pendant 1 h sous une dépression de 860 mbar. Notons que la dernière couche de tissu absorbant est primordiale pour maximiser le vide sur la totalité de la plaque et donc minimiser les inclusions d'air au sein des réparations.

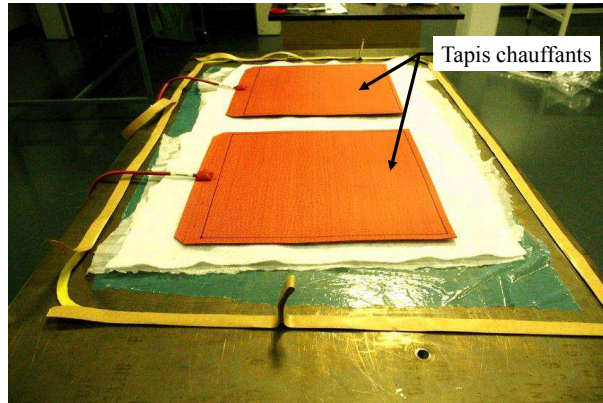
La section des éprouvettes réparées issues de l'assemblage des coupons inférieur et supérieur est identique pour les deux types de composites étudiés, en l'occurrence une largeur de 85 mm et une longueur de 150 mm (chaque coupon présente une longueur avec marches de 60 mm et une longueur libre de 45 mm).



a) Coupon encollé



b) Schéma du dispositif de polymérisation

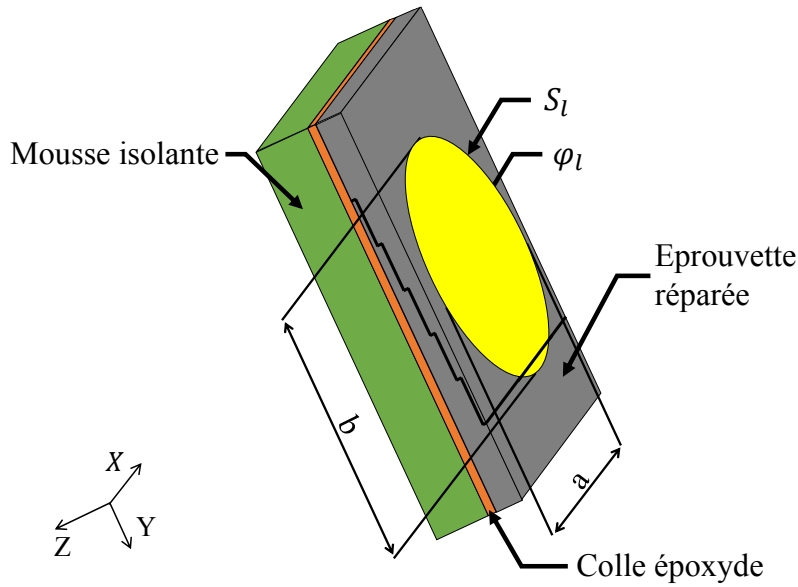


c) Assemblages sous tapis chauffants

**FIGURE 3.5** – Collage des éprouvettes réparées

### 3.1.2 Configuration des essais

A l'instar des éprouvettes de référence, les éprouvettes réparées sont peintes en noir et collées sur une mousse isolante qui servira de support. Les distances  $d$  (lentille/épreuve) et  $d'$  (caméra/épreuve), les conditions de sollicitation thermique et la fréquence d'acquisition de la caméra sont également identiques à celles précédemment définies dans la Section 2.2 (voir Figure 2.3). Pour finir, comme l'illustre la Figure 3.6, la zone elliptique d'application du flux thermique concerne toute la zone réparée ainsi que la partie débordante du joint structural.



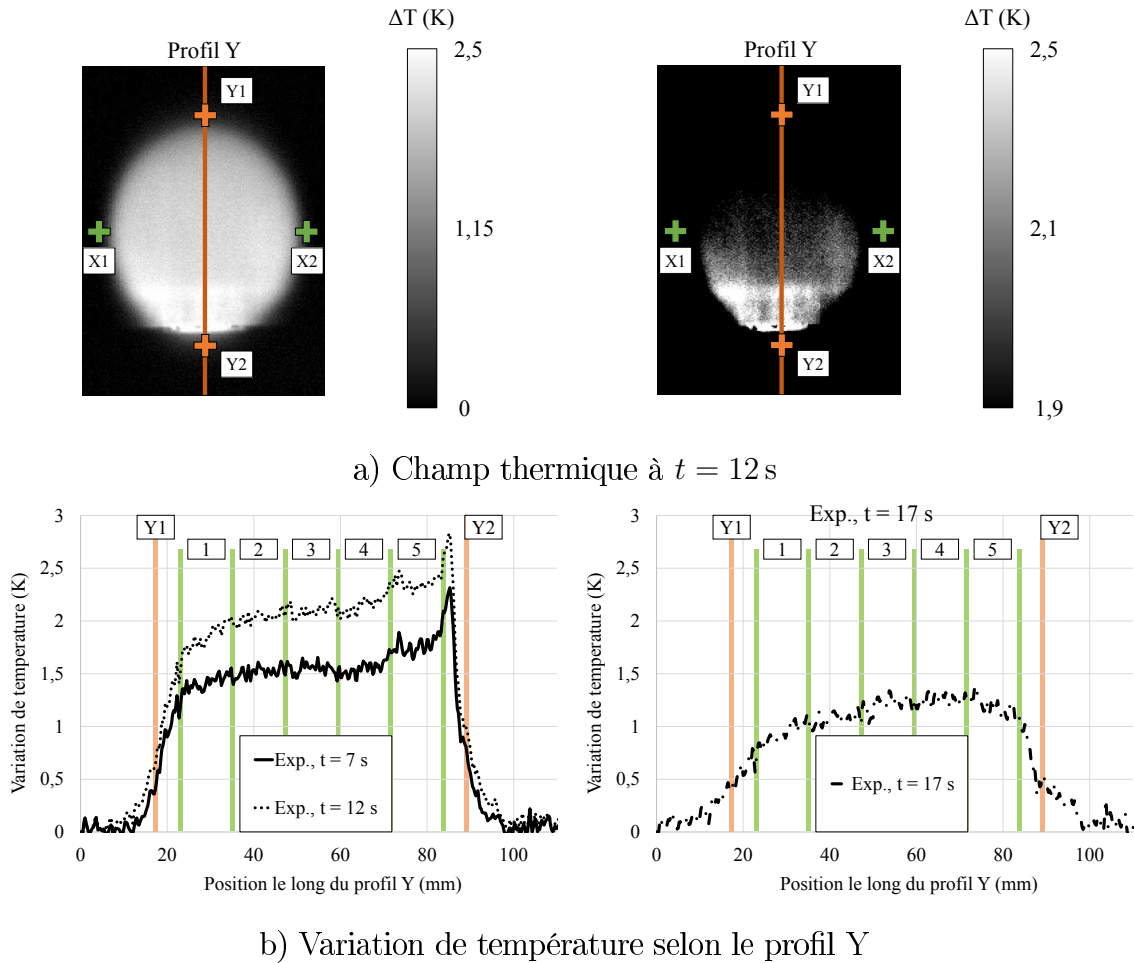
**FIGURE 3.6** – Représentation schématique du problème thermique (éprouvettes réparées)

### 3.1.3 Mesures thermiques

Les Figures 3.7 et 3.8 présentent les variations de température acquises par TIR dans le cas des éprouvettes réparées. Pour les images de champs thermiques présentées aux Figures 3.7-a et 3.8-a, deux échelles ont été considérées de façon à montrer d'une part, la répartition globale des  $\Delta T$  sur l'éprouvette et, d'autre part, améliorer la visibilité de la zone réparée. On rappelle que les points X1 et X2 selon l'axe X (respectivement Y1 et Y2 selon l'axe Y) désignent les limites de la zone elliptique de sollicitation ( $[X1, X2] = a$ ,  $[Y1, Y2] = b$ ).

Par ailleurs, l'évolution de la variation de température  $\Delta T$  est représentée le long du profil Y (correspondant à la direction  $0^\circ$  des fibres) qui permet le mieux de rendre compte de l'influence du joint structural. Dans toutes les figures présentées par la suite, les limites des marches de profondeurs respectives 3,9 mm (1), 3,12 mm (2), 2,34 mm (3), 1,56 mm (4), 0,78 mm (5) sont indiquées par des lignes vertes. La marche (1) se situe ainsi près de Y1 et la marche (5) près de Y2.

D'après les Figures 3.7-b et 3.8-b, l'évolution des variations de température  $\Delta T$  selon le profil Y obtenues pour les deux stratifiés suit la même tendance pour les instants considérés, soit au milieu ( $t = 7$  s) et à la fin de la phase de chauffe ( $t = 12$  s) ainsi que durant le refroidissement ( $t = 17$  s). Contrairement au cas des éprouvettes de référence (Figures 2.19-b et d, 2.20-b et d), la température surfacique près du point Y2 est en effet impactée par la présence du film adhésif qui, à cet endroit, déborde (entre la fin de la marche (5) et le point Y2) ou se situe peu profondément. Ceci se traduit par un pic de température au niveau de l'excédent d'adhésif (de l'ordre de 0,3 K pour l'éprouvette à  $[0]_{18}$ ) ainsi qu'une élévation de la température dans la zone réparée plus importante au niveau des marches les moins profondes (4 et surtout 5). L'épaisseur du joint est d'une part faible, ce qui nécessite un minimum d'énergie pour élever sa température et, d'autre part,



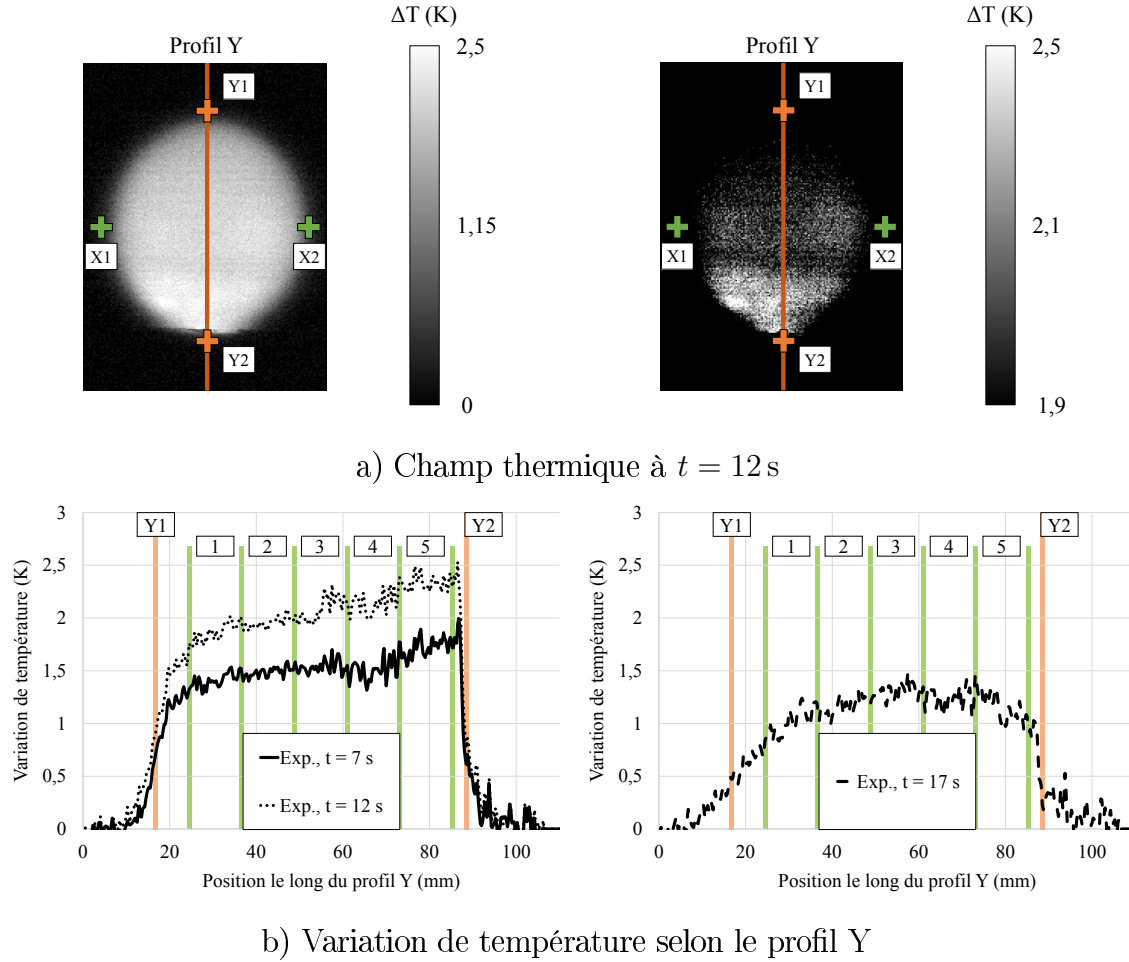
**FIGURE 3.7** – Variation de température  $\Delta T$  pour le composite à  $[0]_{18}$  réparé

la faible conductivité des époxydes par rapport aux composites tend à une progression plus lente du flux au sein du film. Les mesures expérimentales mettent donc en évidence le rôle de barrière isolante joué par le joint : plus le film adhésif est proche de la surface, plus la progression du flux thermique est lente dans l'épaisseur de l'assemblage et plus la température de surface observée est importante.

Il convient de noter cependant que ces résultats ne permettent pratiquement pas d'observer le comportement du joint au-delà de la marche (5) située à 0,78 mm de profondeur, ni de véritablement distinguer la contribution propre de la réparation. Afin de pouvoir mieux appréhender la réponse spécifique du joint et ainsi optimiser son contrôle non destructif, on se propose à présent de modéliser ces essais thermiques par éléments finis.

## 3.2 Modélisation numérique des éprouvettes réparées

A ce jour, la modélisation numérique des assemblages réparés par collage structural est principalement mise en œuvre sur des réparations de type simple recouvrement en 3D (Albedah *et al.*, 2011; Aminallah *et al.*, 2009; Benyahia *et al.*, 2014; Campilho *et al.*, 2009; Pandey et Kumar, 2010) et plus rarement, sur des réparations de type scarf en



**FIGURE 3.8** – Variation de température  $\Delta T$  pour le composite à  $[0/90/0]_6$  réparé

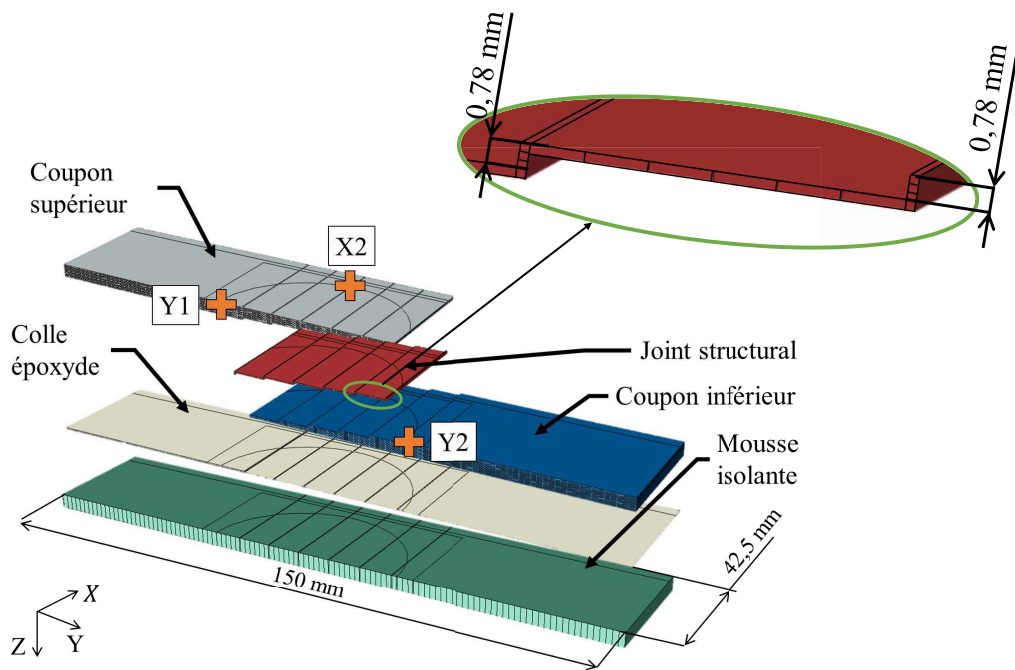
2D (Wang *et al.*, 2011). Les modèles développés ont généralement pour but l'étude de la tenue mécanique de la réparation (Campilho *et al.*, 2009; Wang *et al.*, 2011), du comportement mécanique de l'interface du joint collé (Pandey et Kumar, 2010) ou encore l'analyse des contraintes internes générées lors du collage par les différents coefficients d'expansion thermique (Albedah *et al.*, 2011; Aminallah *et al.*, 2009; Benyahia *et al.*, 2014). Les études thermiques des assemblages réparés soumis à une élévation de la température ambiante sont importantes alors que la modélisation d'un assemblage réparé soumis à un flux thermique surfacique n'a pas encore été développée.

Le problème thermique décrit à la Figure 3.6 est de même nature que celui considéré au chapitre 2. La modélisation de la sollicitation thermique des assemblages réparés suit donc la même démarche et repose sur les mêmes hypothèses générales que précédemment. En particulier, les conditions aux limites sont celles de l'Equation (2.8). On ne précise donc dans ce qui suit que les spécificités liées à la représentation des composites réparés.

### 3.2.1 Hypothèses

#### Géométrie et maillage

Comparativement aux éprouvettes de référence, la géométrie de la réparation est bien plus complexe et nécessite d'une part, la modélisation de la moitié de l'éprouvette et, d'autre part, une définition et un maillage indépendants des cinq éléments constitutifs (coupon supérieur, joint structural, coupon inférieur, colle époxyde, mousse isolante, Figure 3.9). Il convient par ailleurs de définir la nature des contacts thermiques entre ces derniers, qui sont comme auparavant supposés parfaits. Pour cela, une conductance « infinie » ( $UA=10^6 \text{ W K}^{-1}$ ) a été considérée entre chacun des éléments (Lagree, 2015).



**FIGURE 3.9** — Éléments constitutifs du modèle numérique par éléments finis des éprouvettes réparées

Afin d'optimiser les temps de préparation, cette procédure est mise en place à l'aide d'un script en langage PYTHON qui permet de générer un maillage incluant deux partitions (Figure 3.10) :

- celle correspondant à la zone elliptique (I) d'application du flux thermique,
- une seconde qui délimite une zone rectangulaire (III) autour de la zone sollicitée thermiquement permettant l'application d'un maillage structuré (de forme parallélipédique).

La zone II est quant à elle située entre ces deux limites. Ces deux partitions permettent ensuite de développer pour les zones I, II et III des maillages distincts mais dont la forme générale des éléments de maillage est identique pour toutes les pièces dans l'épaisseur de l'assemblage.



Notons cependant qu'il est primordial à ce stade de s'assurer d'une coïncidence optimale entre les nœuds de maillage des parties en contact pour garantir une représentation cohérente de la propagation thermique entre les différents éléments de l'assemblage collé. La procédure automatique conduisant à certaines discontinuités (Figure 3.11-a), cette opération a nécessité un traitement manuel complémentaire conduisant à un maillage dit *optimisé* (Figure 3.11-b).

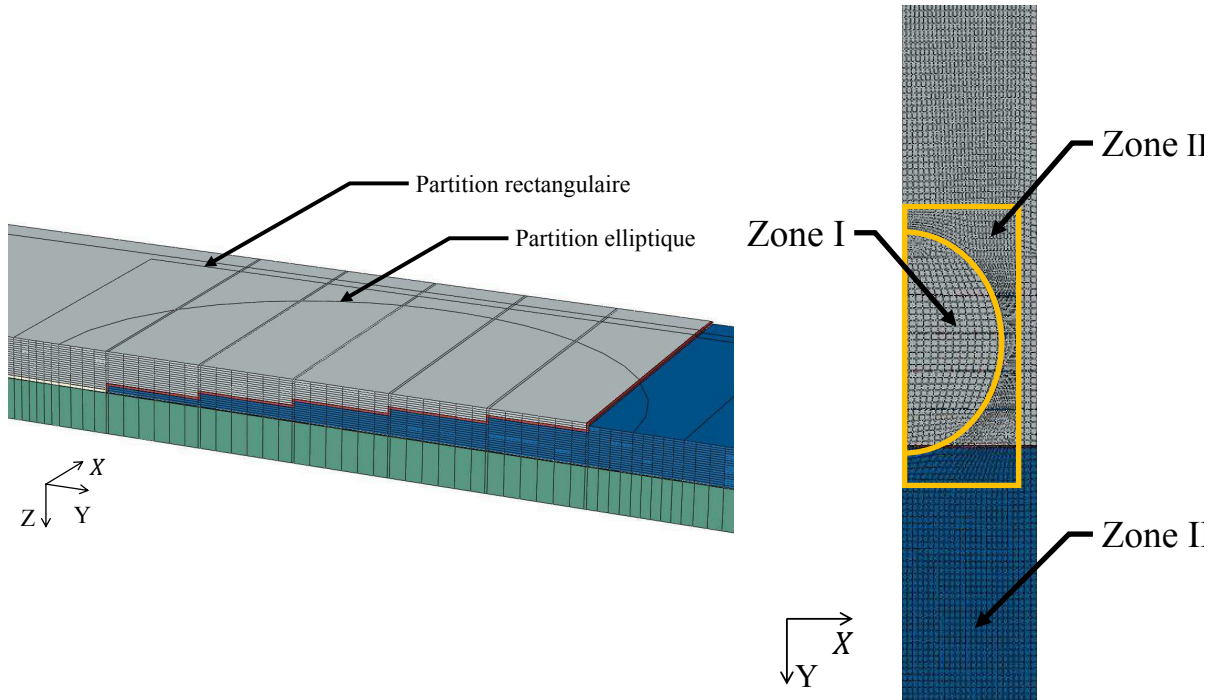


FIGURE 3.10 – Partitions générées automatiquement par le script PYTHON

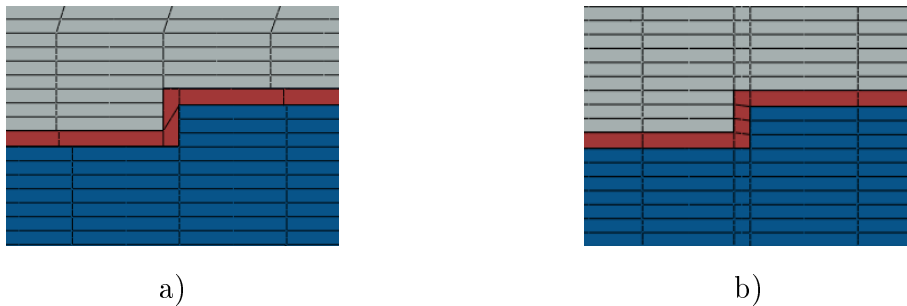
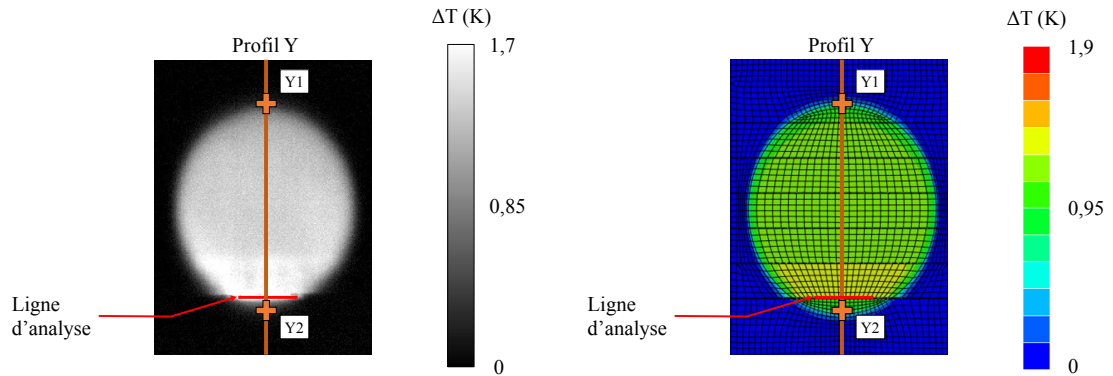


FIGURE 3.11 – Exemples de maillages automatique (a) et optimisé (b)

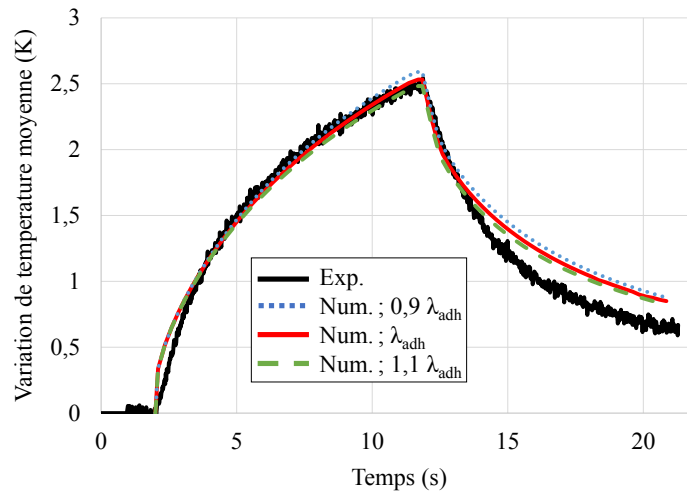
### Propriétés du film adhésif

Les propriétés du pli composite, de la colle époxyde et de la mousse isolante ont été précisées au chapitre 2. En ce qui concerne le film adhésif, seule la masse volumique  $\rho$  est donnée par le fournisseur. Le dispositif de Hot-Disk du laboratoire ne s'adaptant pas à l'analyse de films minces, la valeur de la chaleur spécifique  $C_p$  du film adhésif est quant à elle tirée de la bibliographie pour la gamme de  $\rho$  considérée. Enfin, nous avons adopté de nouveau la démarche d'identification inverse pour déterminer la conductivité

$\lambda_{adh}$  du film adhésif en s'appuyant pour cela sur la réponse de la zone de débordement du joint en surface (appelée *ligne d'analyse*) qui permet d'accéder de manière directe à la réponse spécifique de l'adhésif (voir Figure 3.12-a). La minimisation a porté sur l'évolution temporelle de la moyenne sur cette ligne des variations de températures  $\Delta T$  obtenues pour le composite à  $[0]_{18}$ . Le critère d'arrêt considéré a été obtenu pour une valeur de  $\lambda_{adh} = 0,12 \text{ W m}^{-1} \text{ K}^{-1}$  avec une erreur type de  $\Sigma = 71 \text{ mK}$  (Figure 3.12-b). Le tableau 3.1 récapitule ainsi l'ensemble des données matériaux du modèle.



a) Champs thermiques expérimental et numérique à  $t = 7 \text{ s}$



b) Évolution temporelle de la moyenne des  $\Delta T$  pour la ligne d'analyse

**FIGURE 3.12** – Variation de la température de surface  $\Delta T$  pour l'éprouvette réparée en composite à  $[0]_{18}$

### 3.2.2 Études de sensibilité

La validation du modèle numérique par éléments finis des éprouvettes réparées a été réalisée de manière analogue à celle des éprouvettes de référence. Compte tenu des résultats sur éprouvettes de référence, un seul élément a été défini dans l'épaisseur de la colle époxyde et dans l'épaisseur de la mousse isolante. L'attention a été portée ici à l'influence des paramètres de maillage, de la durée des incréments de calcul, des propriétés du joint structural ainsi qu'au contact thermique entre les éléments. A cet effet, les variations de

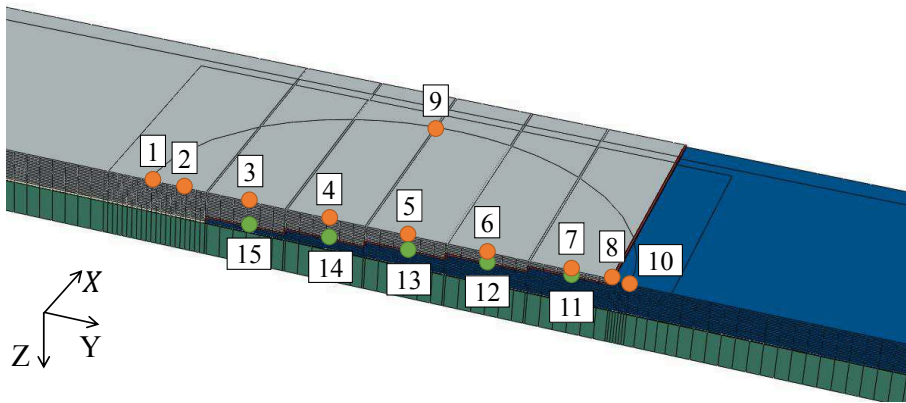
Matériaux	Masse volumique $\rho$ (kg m <sup>-3</sup> )	Conductivité thermique $\lambda$ (W m <sup>-1</sup> K <sup>-1</sup> )	Chaleur spécifique $C_p$ (J kg <sup>-1</sup> K <sup>-1</sup> )
Pli à 0°	1550 <sup>m</sup>	$\lambda_a = 3,05^m$ $\lambda_t = 0,51^c$	883 <sup>m</sup>
Film adhésif	1000 <sup>f</sup>	0,12 <sup>c</sup>	1000 <sup>b</sup>
Colle époxyde	1172 <sup>m</sup>	0,226 <sup>m</sup>	1317 <sup>m</sup>
Mousse isolante	80 <sup>f</sup>	0,033 <sup>f</sup>	1130 <sup>b</sup>

**TABLE 3.1** – Propriétés thermiques et physiques moyennes des matériaux modélisés (m : mesures, f : fournisseur, b : bibliographie, c : calibration) ;  $\lambda_a$  : la conductivité thermique axiale et  $\lambda_t$  : la conductivité thermique transverse du pli composite

température  $\Delta T$  ont été analysées à la fin du cycle de chauffe ( $t = 12$  s) en 15 points de mesures choisis pour les raisons suivantes (Figure 3.13) :

- les points 1, 9 et 10 correspondent aux bords de la zone sollicitée thermiquement,
- le point 8 donne accès à la réponse du joint structural,
- les points 3 à 7 (respectivement 11 à 15) sont quant à eux situés en surface (respectivement en profondeur) au niveau des zones centrales des différentes marches.

La sensibilité du modèle est ainsi analysée dans la zone stimulée thermiquement afin de garantir une corrélation optimale avec les résultats expérimentaux mais aussi, dans l'épaisseur de l'assemblage pour vérifier la continuité de la propagation du flux thermique.



**FIGURE 3.13** – Points étudiés lors des études de sensibilité de l'assemblage réparé

### 3.2.2.1 Étude de convergence du maillage

Cette partie vise à obtenir le meilleur compromis entre vitesse d'exécution et précision des calculs. Le modèle des assemblages réparés étant bien plus complexe, les différences en terme de durée de calcul sont vite considérables et rendent cette étape cruciale pour l'obtention d'un modèle optimisé.

### Taille générale du maillage

L'étude de convergence du maillage a été réalisée en considérant un élément dans l'épaisseur du joint structural et une taille d'éléments variant de 1 mm à 5 mm. Cinq maillages automatiques sont réalisés directement après l'exécution du script PYTHON (Tableau 3.2). En première approche, un seul élément a été défini dans l'épaisseur du joint structural. Nous considérerons que le modèle possédant une taille générale de 1 mm ne présente pas de discontinuité de maillage au niveau des contacts entre éléments (coïncidence des nœuds) et peut donc être utilisé comme référence de cette étude. Les maillages étudiés seront ensuite comparés à un maillage optimisé.

		Taille générale de maillage					
		1 mm	2 mm	2 mm optimisé	3 mm	4 mm	5 mm
Nombre d'éléments	Coupon supérieur	92828	23168	35048	10641	6643	3737
	Joint structural	6147	1825	2406	987	624	467
	Coupon inférieur	75247	18104	30815	8220	5599	2681
	Colle époxyde	59282	15529	16859	7122	4077	2659
	Mousse isolante	9511	2354	4255	1056	652	404
Rapport d'aspect $r$ moyen	Coupon supérieur	3,9	7,84	7,25	11,61	15,37	19,83
	Joint structural	3,97	7,08	6,98	8,76	11,14	14,67
	Coupon inférieur	4,61	9,58	7,57	14,28	16,46	26,31
	Colle époxyde	3,78	5,38	14,76	6,83	8,5	19,82
	Mousse isolante	5,3	2,67	6,17	1,82	1,45	1,2
% d'éléments tels que $r \geq 10$	Coupon supérieur	0,04	0,88	0,29	97,6	100	100
	Joint structural	0	10,54	0,06	47,23	67,53	74,82
	Coupon inférieur	0	46,32	1,97	99	100	100
	Colle époxyde	3	11,84	59,46	19,62	25,33	67,46
	Mousse isolante	0,36	0,08	14,17	0	0	0
Modèle complet	Nombre d'éléments total	213015	60980	89383	28026	17595	9948
	Rapport d'aspect $r$ moyen	4,2	7,5	8,7	10,7	13,4	20,6
	% d'éléments tels que $r \geq 10$	0,44	17,4	12,7	72,7	77,84	86,05
	Durée du calcul	7,2 h	27 min	111 min	12 min	7 min	4 min

**TABLE 3.2** – Propriétés du maillage et temps de calcul en fonction de la taille générale des éléments (un seul élément dans l'épaisseur du joint structural)

Une taille générale de maillage de 2 mm avait été considérée dans le cas des éprouvettes de référence. Si l'on se réfère uniquement à l'aspect ratio moyen, celle-ci semble globalement adaptée pour l'étude des éprouvettes réparées et permettrait l'obtention de calculs rapides (27 min). Cependant, cette taille conduit dans certains cas à des différences de température supérieures à la précision de mesure  $e = 25$  mK de la caméra thermique (différence maximale de  $\Delta T$  de 67,4 mK et écart relatif maximal de 18,73 %). On se pro-

pose donc d'optimiser manuellement les coïncidences de nœuds pour la taille générale de 2 mm (cas « 2 mm optimisé »). Bien que la valeur moyenne du ratio total soit légèrement supérieure après optimisation, on constate une légère diminution des ratios des coupons et du joint structural qui permet des différences de  $\Delta T$  bien inférieures à  $e$  et des écarts relatifs inférieurs à 2,48 %. Nous utiliserons donc pour la suite ce maillage optimisé qui nécessite un temps de calcul d'un peu moins de 2 h.

		Variation de température $\Delta T$ (mK)					
	Taille générale de maillage	1 mm	2 mm	2 mm optimisé	3 mm	4 mm	5 mm
en surface	n° 1	1,0321	1,0462	1,0253	1,0572	1,0566	0,9337
	n° 2	1,9226	1,9768	1,9214	2,074	1,8409	1,6889
	n° 3	2,0912	2,1213	2,0997	2,1412	2,0884	1,7606
	n° 4	2,0939	2,0979	2,1043	2,074	2,0367	2,1324
	n° 5	2,134	2,1165	2,1295	2,1616	2,0394	2,0354
	n° 6	2,1783	2,1745	2,1748	2,2217	2,142	1,9441
	n° 7	2,3063	2,2925	2,3018	2,2598	2,2585	2,1632
	n° 8	2,412	2,3897	2,397	2,4037	2,431	2,3444
	n° 9	1,0265	0,9591	1,0503	1,0608	0,9629	0,9418
	n° 10	0,9287	0,9202	0,9139	0,8627	0,9032	0,8932
à l'interface	n° 11	1,633	1,632	1,6322	1,6179	1,6267	1,5736
	n° 12	1,0316	1,0313	1,0322	1,023	1,0248	1,0092
	n° 13	0,6284	0,6286	0,6283	0,6233	0,714	0,6102
	n° 14	0,3647	0,4259	0,3645	0,363	0,3607	0,3567
	n° 15	0,1986	0,2358	0,1993	0,2001	0,2009	0,1999
		Différence par rapport à la taille générale de 1 mm (mK)					
en surface	n° 1	-	14,1	-6,8	25,1	24,5	-98,4
	n° 2	-	54,2	-1,2	151,4	-81,7	-233,7
	n° 3	-	30,1	-8,5	50	-2,8	-330,6
	n° 4	-	4	10,4	-19,9	-57,2	38,5
	n° 5	-	-17,5	-4,5	27,6	-94,6	-98,6
	n° 6	-	-3,8	-3,5	43,4	-36,3	-234,2
	n° 7	-	-13,8	-4,5	-46,5	-47,8	-143,1
	n° 8	-	-22,3	-15	-8,3	19	-67,6
	n° 9	-	-67,4	23,8	34,3	-63,6	-84,7
	n° 10	-	-8,5	-14,8	66	-25,5	-35,5
à l'interface	n° 11	-	-1	-0,8	15,1	-6,3	-59,4
	n° 12	-	-0,3	0,6	-8,6	-6,8	-22,4
	n° 13	-	0,2	-0,1	-5,1	85,6	-18,2
	n° 14	-	61,2	-0,2	-1,7	-4	-8
	n° 15	-	37,2	0,7	1,5	2,3	1,3

**TABLE 3.3** – Températures aux points d'analyse en fonction de la taille générale du maillage (un seul élément dans l'épaisseur du joint structural)

### Nombre d'éléments dans l'épaisseur du joint structural

La question du nombre d'éléments présents dans le joint structural a été étudiée aux Tableaux 3.4 et 3.5. On y remarque que la durée des calculs n'est pas réellement affectée par ce paramètre. De plus, les disparités entre les résultats sont globalement faibles, même si on note des incertitudes locales au niveau du joint. Ainsi, le point n° 8 qui correspond à la zone d'excédent d'adhésif est fortement impacté par le fort rapport d'aspect  $r$  local (en effet, pour 3 éléments par exemple, on a dans cette zone  $r = 18,95$ , ce qui amène la variation de 50 mK). Aussi, pour éviter les distorsions de maillage, nous implanterons un seul élément dans l'épaisseur du joint structural (Benyahia *et al.*, 2014).

		Nombre d'éléments dans l'épaisseur		
		1 élément	2 éléments	3 éléments
Film adhésif	Nombre d'éléments	2406	4157	6062
	Rapport d'aspect $r$ moyen	6,98	8,87	11,77
	% d'éléments tels que $r \geq 10$	0,06	36,87	44,52
Modèle complet	Nombre d'éléments	89383	91134	93039
	Rapport d'aspect $r$ moyen	8,7	8,77	8,96
	% d'éléments tels que $r \geq 10$	12,7	14,12	15,08
	Durée du calcul	111 min	113 min	115 min

**TABLE 3.4** – Propriétés du maillage et temps de calcul en fonction du nombre d'éléments dans le joint structural (taille générale de maillage « 2 mm optimisé »)

		Variation de température $\Delta T$ (mK)			Différence par rapport à un élément dans l'épaisseur (mK)		
Nombre d'éléments dans l'épaisseur		1	2	3	1	2	3
en surface	n° 1	1,0253	1,0253	1,0253	-	0	0
	n° 2	1,9214	1,9214	1,9214	-	0	0
	n° 3	2,0997	2,0997	2,0997	-	0	0
	n° 4	2,1043	2,1043	2,1043	-	0	0
	n° 5	2,1295	2,1295	2,1295	-	0	0
	n° 6	2,1748	2,1748	2,1748	-	0	0
	n° 7	2,3018	2,3018	2,3018	-	0	0
	n° 8	2,397	2,4283	2,447	-	31,3	50
	n° 9	1,0603	1,0589	1,0589	-	-1,4	-1,4
	n° 10	0,9139	0,9143	0,9138	-	0,4	-0,1
à l'interface	n° 11	1,6322	1,6312	1,6313	-	-1	-0,9
	n° 12	1,0322	1,0322	1,0322	-	0	0
	n° 13	0,6283	0,6283	0,6283	-	0	0
	n° 14	0,3645	0,3645	0,3645	-	0	0
	n° 15	0,1993	0,1993	0,1993	-	0	0

**TABLE 3.5** – Températures aux points d'analyse en fonction du nombre d'éléments dans le joint structural (taille générale de maillage « 2 mm optimisé »)

### 3.2.2.2 Influence de la durée des incréments de calcul

Le dernier paramètre directement relatif à la précision des calculs est le pas de temps. L'influence de ce facteur a donc été étudiée de la même manière que pour les éprouvettes de référence, en le faisant varier de 0,1 s à 1 s (Tableaux 3.6 et 3.7). Si l'on adopte le même pas de temps que précédemment qui permettait de bien rendre compte des phénomènes non linéaires (soit 0,25 s), cela conduit à une différence de  $\Delta T$  inférieure à 5,7 mK et un écart relatif inférieur à 0,55 %, ce qui est fort satisfaisant. Nous conserverons donc cette valeur pour l'étude des éprouvettes réparées.

		Variation de température $\Delta T$ (mK)				Différence par rapport à un un pas de temps de 0,1 s (mK)			
	Durée d'un pas de temps	0,1 s	0,25 s	0,5 s	1 s	0,1 s	0,25 s	0,5 s	1 s
en surface	n° 1	1,0273	1,0253	1,022	1,0156	-	-2	-5,3	-11,7
	n° 2	1,9255	1,9214	1,9247	1,9013	-	-4,1	-10,8	-24,2
	n° 3	2,1037	2,0997	2,0931	2,08	-	-4	-10,6	-23,7
	n° 4	2,1081	2,1043	2,0981	2,0857	-	-3,8	-10	-22,4
	n° 5	2,1334	2,1295	2,1232	1,1106	-	-3,9	-10,2	-22,8
	n° 6	2,1793	2,1748	2,1676	1,1533	-	-4,5	-11,7	-26
	n° 7	2,3075	2,3018	2,2926	2,2744	-	-5,7	-14,9	-33,1
	n° 8	2,4021	2,397	2,3886	2,372	-	-5,1	-13,5	-30,1
	n° 9	1,0608	1,0603	1,0558	1,0495	-	-0,5	-5	-11,3
	n° 10	0,9154	0,9139	0,9114	0,9065	-	-1,5	-4	-8,9
à l'interface	n° 11	1,6363	1,6322	1,6231	1,6071	-	-4,1	-13,2	-29,2
	n° 12	1,035	1,0322	1,0279	1,0193	-	-2,8	-7,1	-15,7
	n° 13	0,6293	0,6283	0,6267	0,6236	-	-1	-2,6	-5,7
	n° 14	0,3642	0,3645	0,3651	0,3664	-	0,3	0,9	2,2
	n° 15	0,1982	0,1993	0,2012	0,2048	-	1,1	3	6,6

**TABLE 3.6** – Températures aux points d'analyse en fonction de la durée des pas de temps (taille générale de maillage « 2 mm optimisé », un seul élément dans l'épaisseur du joint structural)

Durée d'un pas de calcul	0,1 s	0,25 s	0,5 s	1 s
Durée du calcul	4,5 h	111 min	68 min	35 min

**TABLE 3.7** – Temps de calcul en fonction de la durée du pas de temps (taille générale de maillage « 2 mm optimisé », un seul élément dans l'épaisseur du joint structural)

### 3.2.2.3 Influence des propriétés du film adhésif

Comme pour le cas des éprouvettes de référence, on s'intéresse ici à l'influence de la variabilité des propriétés physiques et thermiques (conductivité thermique et chaleur volumique) des matériaux, et en particulier pour celui introduit spécifiquement pour les assemblages réparés : le film adhésif servant de joint structural. Une variation de  $\pm 10\%$  autour des valeurs moyennes indiquées au Tableau 3.1 a été considérée.

L'impact le plus important de la modification de la conductivité thermique  $\lambda$  du film adhésif se situe évidemment au niveau de la zone d'excédent du joint (point n° 8) et des marches les moins profondes (point n° 7). Le Tableau 3.8 indique ainsi 83,3 mK et 3,47 % d'écart relatif au maximum. La chaleur volumique  $\rho C_p$  a quant à elle une influence plus faible sur les variations de température  $\Delta T$  des point analysés. On observe effectivement dans le Tableau 3.9 que les différences de variations de température  $\Delta T$  sont inférieures 21,8 mK et les écarts relatifs inférieurs à 1,33 %.

Variation de température $\Delta T$ (mK)					Différence par rapport à la conductivité initiale (mK)		
Conductivité thermique		0,9 $\lambda$	$\lambda$	1,1 $\lambda$	0,9 $\lambda$	$\lambda$	1,1 $\lambda$
en surface	n° 1	1,0253	1,0253	1,0253	0	-	0
	n° 2	1,9214	1,9214	1,9214	0	-	0
	n° 3	2,0999	2,0997	2,0995	0,2	-	-0,2
	n° 4	2,1054	2,1043	2,1035	1,1	-	-0,8
	n° 5	2,1341	2,1295	2,1265	4,6	-	-3
	n° 6	2,1897	2,1748	2,1649	14,9	-	-9,9
	n° 7	2,3416	2,3018	2,2758	39,8	-	-26
	n° 8	2,4803	2,397	2,3429	83,3	-	-54,1
	n° 9	1,061	1,0603	1,0575	0,7	-	-2,8
	n° 10	0,9159	0,9139	0,9108	2	-	-3,1
à l'interface	n° 11	1,6734	1,6322	1,6037	41,2	-	-28,5
	n° 12	1,0536	1,0322	1,0181	21,4	-	-14,1
	n° 13	0,6283	0,6283	0,6202	12,1	-	-8,1
	n° 14	0,3717	0,3645	0,3597	7,2	-	-4,8
	n° 15	0,2035	0,1993	0,1965	4,2	-	-2,8

**TABLE 3.8** – Températures aux points d'analyse en fonction de la conductivité  $\lambda$  du film adhésif (taille générale de maillage « 2 mm optimisé », un seul élément dans l'épaisseur du joint structural)

### 3.3 Confrontation des résultats expérimentaux et numériques

#### 3.3.1 Données brutes

Par données brutes, on entend ici les variations de température de surface  $\Delta T$ . La confrontation entre les résultats expérimentaux et numériques pour chaque drapage est illustrée aux Figures 3.14 et 3.15. L'analyse des champs thermiques de surface montre tout d'abord une bonne corrélation globale de la répartition spatiale pour les deux stratifiés (Figures 3.14-a et 3.15-a). Cette tendance est confirmée par la variation le long du profil Y à différents instants (Figures 3.14-b et 3.15-b). En particulier, le modèle représente bien les mesures effectuées au niveau des parties saines des assemblages, c'est-à-dire proches de chacune des bornes Y1 (épaisseur complète du coupon supérieur située à gauche de la



		Variation de température $\Delta T$ (mK)			Différence par rapport à la chaleur volumique initiale (mK)		
	Chaleur volumique	$0,9\rho C_p$	$\rho C_p$	$1,1\rho C_p$	$0,9\rho C_p$	$\rho C_p$	$1,1\rho C_p$
en surface	n° 1	1,0253	1,0253	1,0253	0	-	0
	n° 2	1,9214	1,9214	1,9234	0	-	2
	n° 3	2,0998	2,0997	2,0995	0,1	-	-0,2
	n° 4	2,1051	2,1043	2,1036	0,8	-	-0,7
	n° 5	2,1324	2,1295	2,1267	2,9	-	-2,8
	n° 6	2,1837	2,1748	2,1662	8,9	-	-8,6
	n° 7	2,3224	2,3018	2,2819	20,6	-	-19,9
	n° 8	2,4165	2,397	2,3779	19,5	-	-19,1
	n° 9	1,0616	1,0603	1,0591	1,3	-	-1,2
	n° 10	0,919	0,9139	0,909	5,1	-	-4,9
à l'interface	n° 11	1,6527	1,6322	1,6104	20,5	-	-21,8
	n° 12	1,044	1,0322	1,0208	11,8	-	-11,4
	n° 13	0,635	0,6283	0,6217	6,7	-	-6,6
	n° 14	0,3685	0,3645	0,3607	4	-	-3,8
	n° 15	0,2016	0,1993	0,1972	2,3	-	-2,1

**TABLE 3.9** – Températures aux points d'analyse en fonction de la chaleur volumique  $\rho C_p$  du film adhésif (taille générale de maillage « 2 mm optimisé », un seul élément dans l'épaisseur du joint structural)

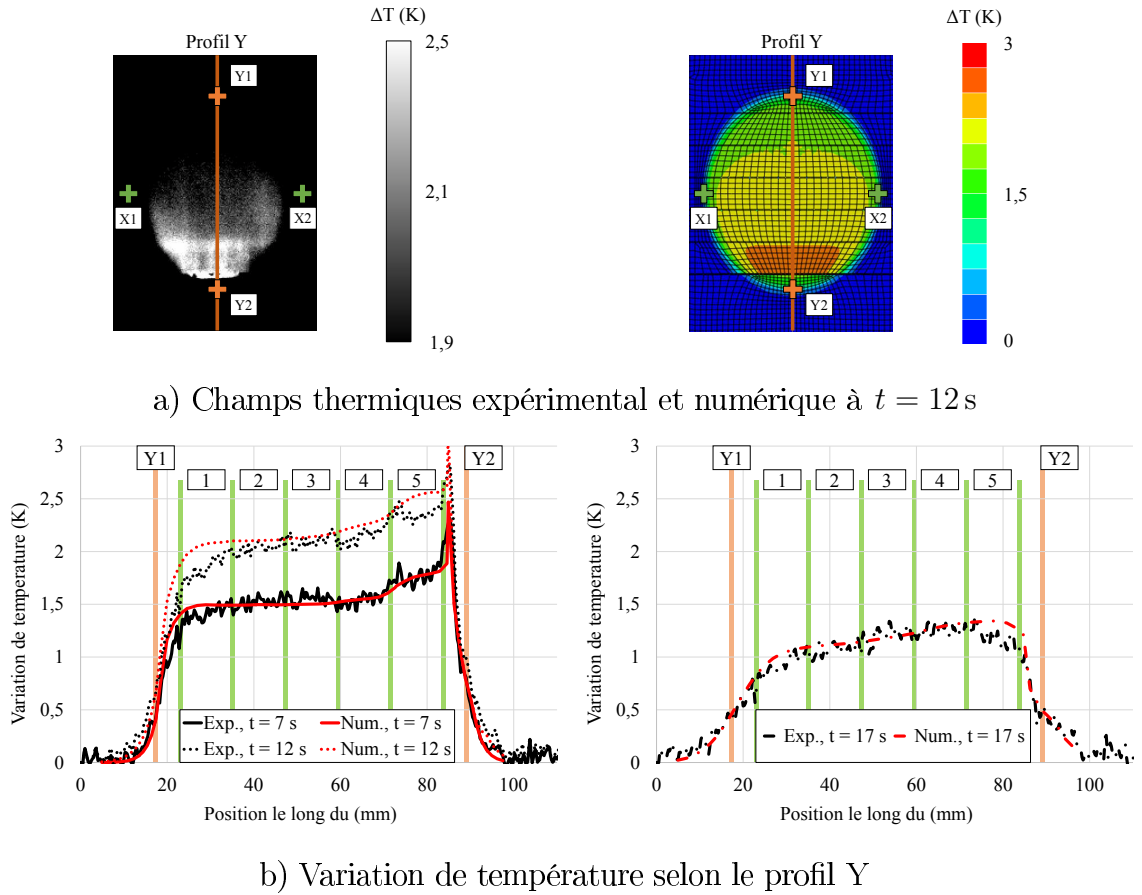
marche (1)) et Y2 (épaisseur complète du coupon inférieur située après la marche (5), à droite du pic thermique), ce qui conforte l'identification de la conductivité transverse du pli composite.

En ce qui concerne la zone réparée, les deux aspects soulevés déjà à la Section 3.1.3, à savoir le pic de température au niveau de l'excédent d'adhésif ainsi que l'élévation de température plus importante au niveau des marches les moins profondes, trouvent leur justification dans l'examen des propriétés thermiques des matériaux en présence (Tableau 3.10). En effet, le film adhésif présentant une plus faible chaleur volumique et étant plus isolant que les composites (quelle que soit la direction considérée), sa température augmente plus fortement sous l'effet de la sollicitation thermique. D'autre part, ce joint structural tend à empêcher la conduction dans l'épaisseur de l'éprouvette réparée et ce, d'autant plus qu'il se trouve à faible profondeur, les températures de surface du coupon composite supérieur sont donc d'autant plus élevées pour les zones près du point Y2.

De façon à pouvoir analyser les interactions entre le joint et son environnement, il est ensuite intéressant d'examiner l'effusivité des matériaux, définie pour une direction  $i$  par :

$$e_i = \sqrt{\lambda_i \rho C_p} \quad (3.1)$$

Cette grandeur caractérise la capacité d'un corps à absorber ou restituer un apport de chaleur. Les effusivités des composites (quelle que soit la direction considérée) étant plus élevées que celle du film adhésif, la chaleur du joint est rapidement absorbée par les coupons supérieurs et inférieurs. Ceci explique les relativement faibles variations de température induites spécifiquement par la réparation comparativement au cas des éprouvettes



**FIGURE 3.14** – Variation de la température de surface  $\Delta T$  pour le composite à  $[0]_{18}$  réparé

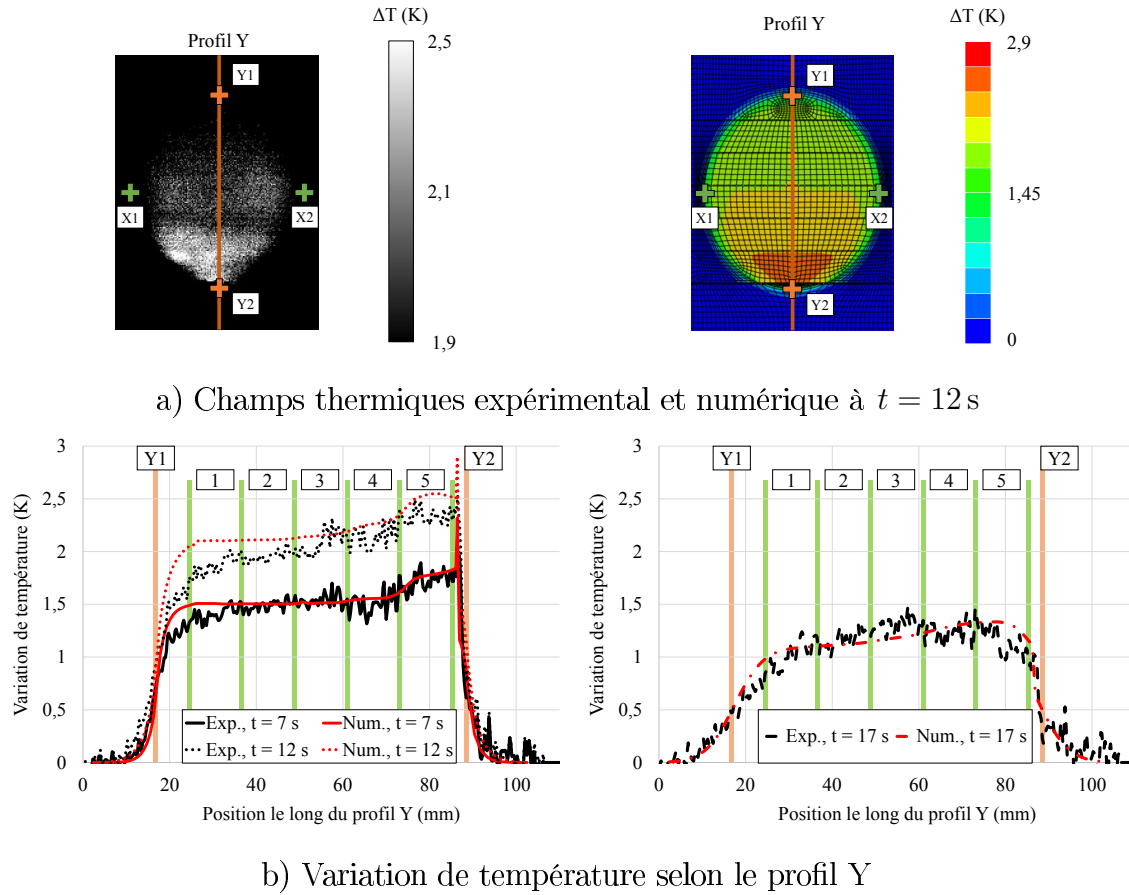
saines (voir Figures 2.19 et 2.20). Par exemple, au niveau de la marche (5) qui est la plus « visible », la valeur de  $\Delta T$  pour le composite à  $[0]_{18}$  en fin de chauffe ( $t = 12$  s) présente une élévation moyenne de 0,5 K environ pour les éprouvettes réparées par rapport à cette même zone pour les éprouvettes de référence.

Notons enfin que, si les effets de bords liés à la lentille n’ont pas de conséquences fortes sur la réponse des éprouvettes saines, ils perturbent davantage les résultats expérimentaux sur les éprouvettes réparées. En effet, le flux ayant été positionné de façon à couvrir l’intégralité des marches, la zone d’influence majeure de la réparation (près du point Y2) est affectée par cette hétérogénéité du chargement thermique, ce qui limite encore davantage la visibilité du joint.

### 3.3.2 Post-traitement des données

Afin de s’extraire des deux difficultés précitées (faibles gradients thermiques, effets de bords), la notion de *variation de température relative* est introduite :

$$\Delta T_2(t) = \Delta T_{rep}(t) - \Delta T_{ref}(t) \quad (3.2)$$



**FIGURE 3.15** – Variation de la température de surface  $\Delta T$  pour le composite à  $[0/90/0]_6$  réparé

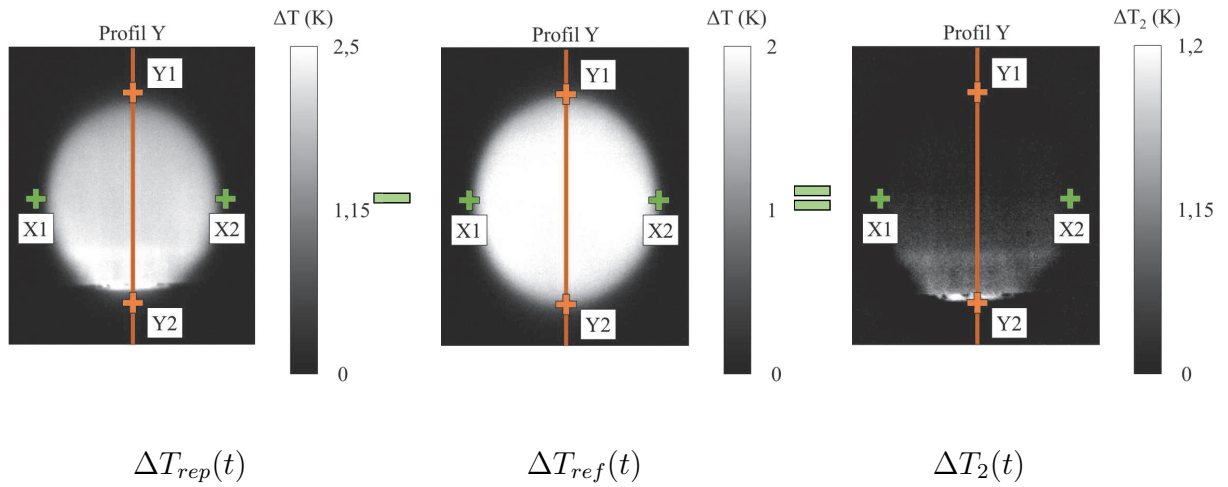
pour laquelle les variations de température  $\Delta T_{rep}(t)$  pour l'éprouvette réparée et  $\Delta T_{ref}(t)$  pour l'éprouvette de référence associée sont obtenues au même point et au même instant  $t$  pour les mêmes conditions de sollicitations (chargement et conditions aux limites). La Figure 3.16 donne ainsi un exemple sur le cas du composite à  $[0]_{18}$  pour la fin de chauffe ( $t = 12$  s). Ce post-traitement des données, tant expérimental que numérique, permet par conséquent de faciliter l'interprétation et l'exploitation des résultats précédents en mettant en évidence la réponse thermique spécifique du joint structural. Cette procédure nécessite une interpolation linéaire réalisée l'aide du logiciel MATLAB<sup>®</sup> de façon à bien faire coïncider les positions des points de chaque  $\Delta T(t)$ .

Les profils selon Y expérimentaux et numériques issus de ce post-traitement sont présentés aux Figures 3.17 et 3.18 pour chaque drapage. Dans les zones où les coupons supérieur et inférieur présentent l'épaisseur complète du stratifié, la variation de température relative  $\Delta T_2$  est bien nulle, démontrant la reproductibilité des essais et le comportement identique entre les éprouvettes de référence et la partie saine des éprouvettes réparées. Comparativement au champ thermique  $\Delta T$ , l'intensité des modifications de température  $\Delta T_2$  dues spécifiquement à la réparation restent de faible amplitude. Néanmoins, l'expression de  $\Delta T_2$  permet de mieux accéder à la réponse du joint structural et de distinguer les différentes marches selon l'instant considéré. Au fur et à mesure de la chauffe, les marches

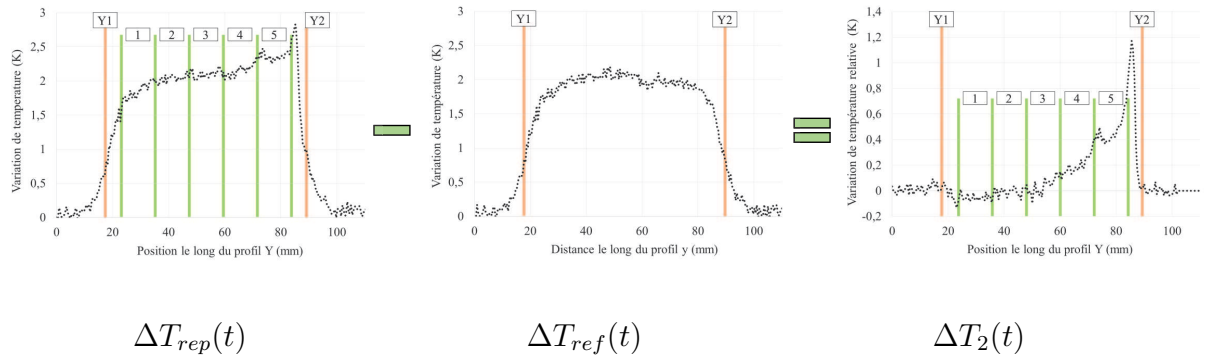
### 3.3. CONFRONTATION DES RÉSULTATS EXPÉRIMENTAUX ET NUMÉRIQUES

	Chaleur volumique ( $10^6 \text{ J m}^{-3} \text{ K}^{-1}$ ) $\rho C_p$	Conductivité ( $\text{W m}^{-1} \text{ K}^{-1}$ ) $\lambda_X \quad \lambda_Y \quad \lambda_Z$			Diffusivité ( $10^{-6} \text{ m}^2 \text{ s}^{-1}$ ) $d_X \quad d_Y \quad d_Z$			Effusivité ( $\text{J K}^{-1} \text{ m}^{-2} \sqrt{\text{s}}$ ) $e_X \quad e_Y \quad e_Z$		
Film adhésif	1	0,12			0,12			346		
Composite $[0]_{18}$	1,37	0,51	3,05	0,51	0,37	2,19	0,37	835	2044	835
Composite $[0/90/0]_6$	1,37	1,35	2,19	0,51	0,99	1,60	0,37	1344	1732	835

**TABLE 3.10** – Propriétés effectives des matériaux constituant les éprouvettes réparées ; les directions principales (X,Y,Z) sont indiquées à la Figure 3.9, l'axe Y (respectivement X) correspondant à l'orientation à  $0^\circ$  (resp.  $90^\circ$ ) des plis



a) Champ thermique

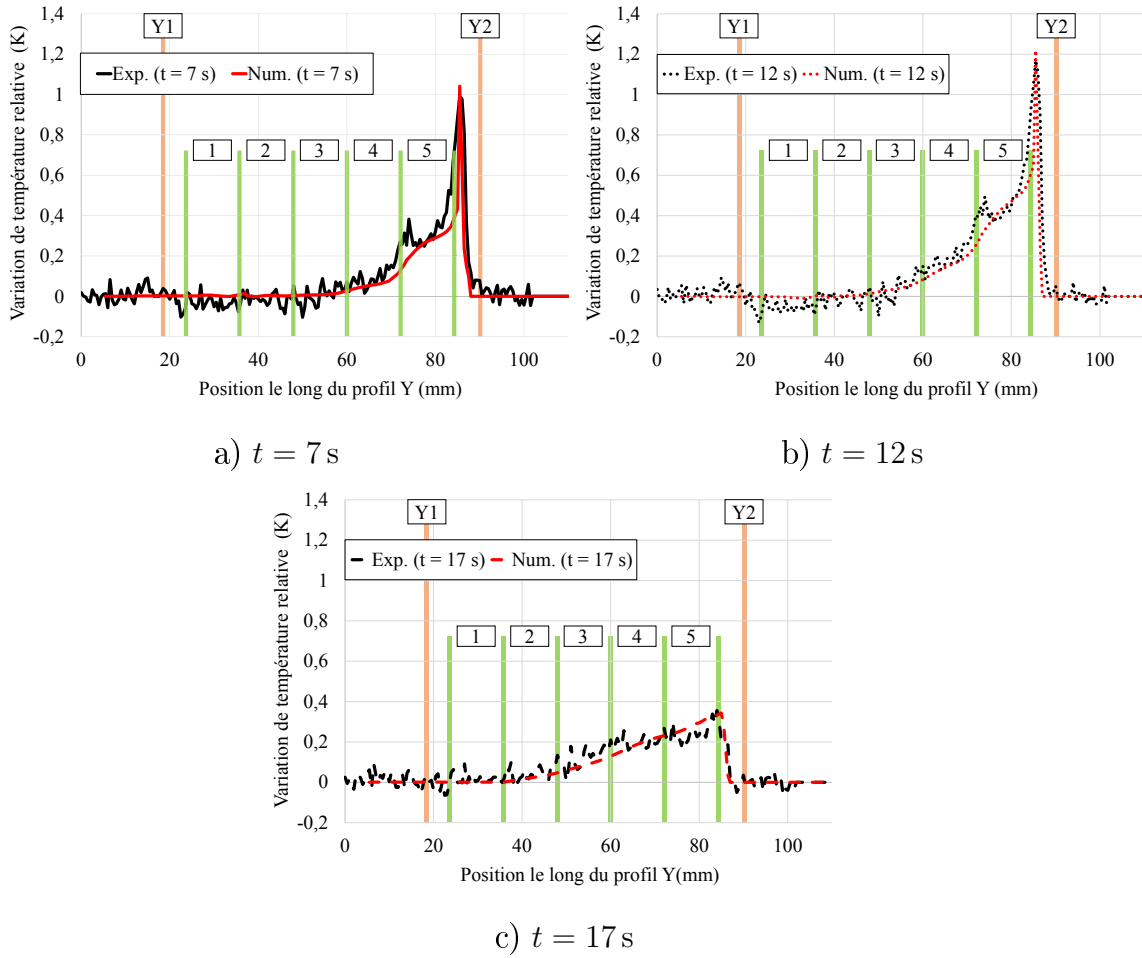


b) Profil thermique selon Y

**FIGURE 3.16** – Procédure de post-traitement : détermination de la variation de température relative  $\Delta T_2$  (composite  $[0]_{18}$  réparé à  $t = 12 \text{ s}$ )

(5, profondeur 0,78 mm), puis (4, prof. 1,56 mm) et même (3, prof. 2,34 mm) apparaissent progressivement et de manière distincte sur le profil  $\Delta T_2$ . Au cours du refroidissement, il est même possible de mettre en évidence l'échauffement induit jusqu'à la marche (2, prof. 3,12 mm) mais les contrastes entre les marches tendent à s'amenuiser du fait de l'hom-

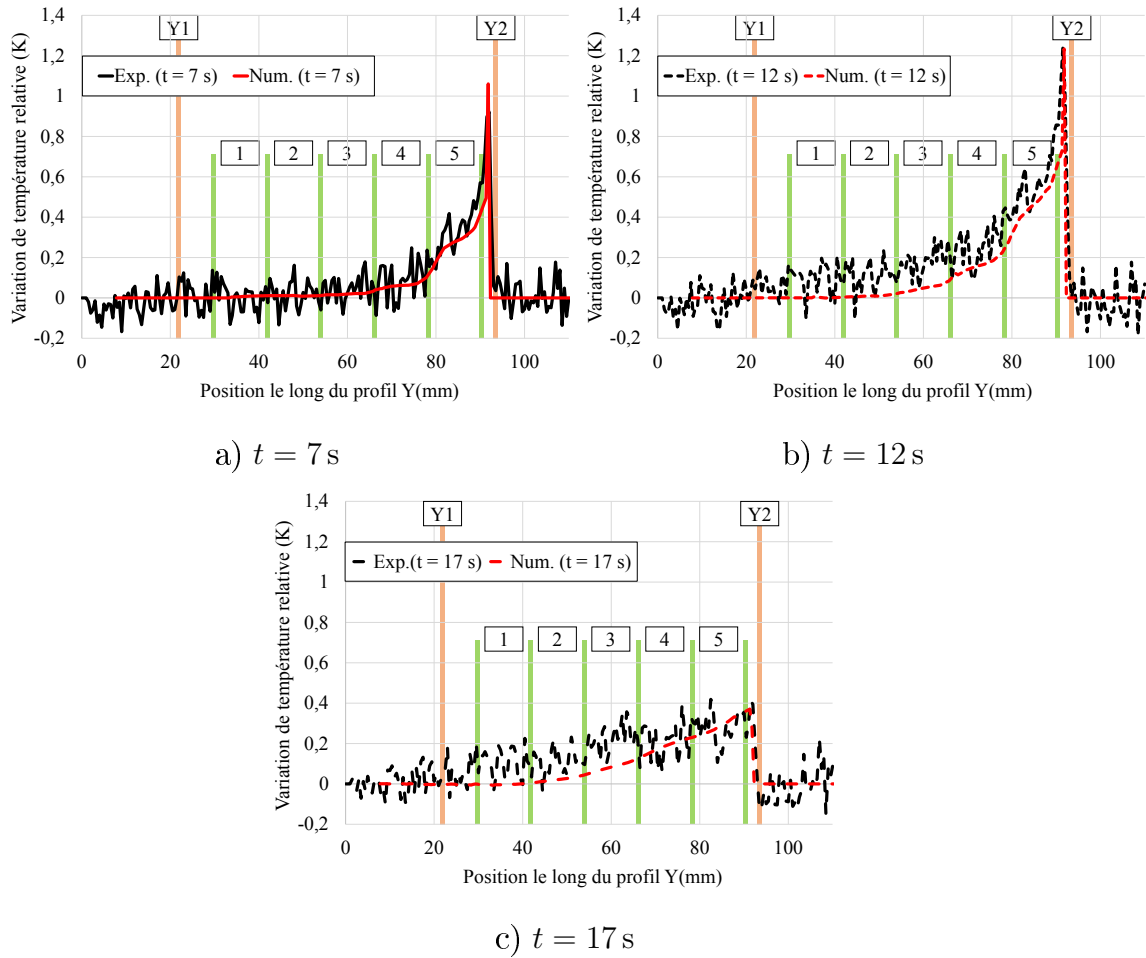
généisation de la température dans l'éprouvette. Il apparaît donc que la phase de chauffe soit la plus discriminante pour révéler la réponse du joint.



**FIGURE 3.17** – Variation de température relative  $\Delta T_2$  selon le profil Y pour le composite à  $[0]_{18}$  réparé

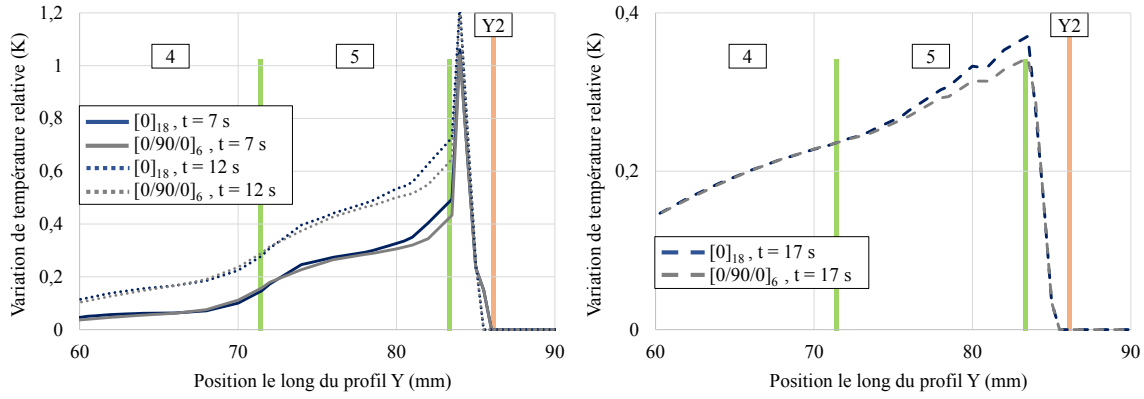
Il convient également de souligner que la nouvelle procédure expérimentale et le post-traitement permettent dans la situation présente où les contrastes de propriétés sont faibles d'accéder à des profondeurs maximales d'inspection conformes à celles obtenues pour des défauts à fort contraste (trous non débouchants faisant 6 mm de diamètre dans un composite carbone-époxyde, dispositif classique de TIR, [Munoz \*et al.\* \(2013\)](#) [Péronnet \(2012\)](#)).

On se propose enfin d'analyser l'influence du drapage, et donc de la symétrie matérielle des coupons, au travers du  $\Delta T_2$ . Les comportements observés pour les deux matériaux sont très similaires, que ce soit en phase de chauffe et de refroidissement. Les mesures expérimentales étant trop bruitées pour véritablement distinguer les réponses des composites à  $[0]_{18}$  et à  $[0/90/0]_6$ , nous nous sommes basés sur les résultats numériques, et en particulier sur la zone correspondant aux deux marches les moins profondes (4 et 5) où les élévations de température sont les plus distinctes. La Figure 3.19 montre ainsi que l'élévation de température est plus faible pour le composite drapé à  $[0/90/0]_6$  du fait de l'anisotropie de ses propriétés thermiques. Par exemple, la diffusivité dans le sens Y du composite à  $[0]_{18}$  est



**FIGURE 3.18** – Variation de température relative  $\Delta T_2$  selon le profil Y pour le composite à  $[0/90/0]_6$  réparé

certes plus élevée ( $d_Y([0]_{18}) = 1,4 d_Y([0/90/0]_6)$ ), mais la diffusivité dans le sens X de celui à  $[0/90/0]_6$  est en revanche bien plus importante ( $d_X([0/90/0]_6) = 2,7 d_X([0]_{18})$ ), celles dans le sens Z (selon l'épaisseur) étant identiques (Tableau 3.10). Considérons par exemple, la marche (5) : la propriété  $d_Y$  mène à un transfert de chaleur plus rapide pour le composite à  $[0]_{18}$  dans le sens Y, c'est-à-dire sur la longueur de marche (12 mm), mais  $d_X$  conduit à une propagation thermique beaucoup plus rapide pour le composite à  $[0/90/0]_6$  dans le sens X et de surcroît sur toute la largeur de la marche (85 mm). Ce dernier impact est donc au global prépondérant. Il serait intéressant dans le futur de conforter ces résultats sur le cas de matériaux présentant des anisotropies de différents types et intensités.



**FIGURE 3.19** – Variation de température relative  $\Delta T_2$  numérique selon le profil Y pour les composites à  $[0]_{18}$  et  $[0/90/0]_6$  réparés

### 3.4 Conclusions

Cette partie avait pour objectif le contrôle non destructif d'éprouvettes composites réparées par la nouvelle procédure de TIR active. Une modélisation consistante du problème thermique a été mise en place ainsi qu'un post-traitement des données expérimentales et numériques pour mieux accéder à la réponse du joint structural. Ces résultats sont encourageants mais se heurtent toutefois aux faibles gradients de température générés qui limitent l'accès à l'information en profondeur ainsi qu'à la qualification précise du collage.

Nous allons tenter dans le chapitre suivant de proposer des solutions à ces difficultés dans le but d'améliorer la visibilité du joint de réparation et de ses éventuels défauts. Au vu de la bonne concordance entre les simulations et les mesures expérimentales, nous comptons pour cela nous appuyer sur le modèle numérique qui vient d'être développé dans ce chapitre.

---

# Chapitre 4

## Stratégie d'amélioration de la réponse thermique

### Sommaire

---

<b>4.1 Sollicitation thermique</b>	<b>88</b>
4.1.1 Paramètres du signal créneau	88
4.1.2 Nature du signal	92
4.1.3 Bilan sur l'impact de la sollicitation thermique	93
<b>4.2 Propriétés du joint structural</b>	<b>93</b>
4.2.1 Choix d'un type de comportement	94
4.2.2 Sélection de charges additives	97
4.2.3 Réalisation du joint chargé et des assemblages réparés	99
4.2.4 Étude des éprouvettes réparées avec joint chargé	102
<b>4.3 Conclusions</b>	<b>107</b>

---



Le développement de la nouvelle procédure expérimentale de TIR active couplé au post-traitement des champs thermiques a permis d'analyser la réparation par collage de composites carbone-époxyde et d'accéder à la réponse du joint structural jusqu'à une certaine profondeur. Toutefois, il ressort des premiers résultats que la faible intensité des gradients thermiques spécifiquement dus au joint limitent la capacité de détection de la démarche, tant au niveau de la profondeur investiguée que de la visibilité d'éventuels défauts. On se propose donc dans ce chapitre d'améliorer ces aspects au travers de deux stratégies liées d'une part, à la sollicitation thermique et, d'autre part, aux propriétés du joint structural.

## 4.1 Sollicitation thermique

La première piste d'amélioration envisagée concerne le chargement thermique appliqué. Différents paramètres peuvent être examinés, comme la durée, la puissance ou encore la nature du signal.

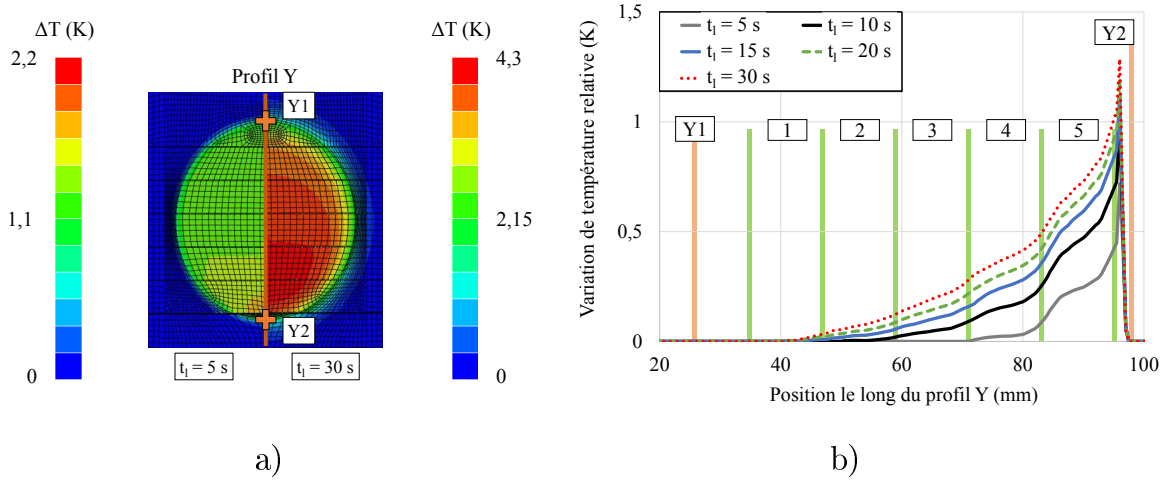
### 4.1.1 Paramètres du signal créneau

Nous avons choisi en premier lieu de conserver le signal créneau et d'étudier l'influence du temps de chauffe  $t_l$ , de la puissance surfacique appliquée  $\varphi_l$  ainsi que de la quantité d'énergie surfacique  $q_l = \varphi_l t_l$  reçue par l'éprouvette qui combine ces données ([Bianchi et al., 2004](#)). Afin de discerner l'influence de ces différents paramètres de manière claire et efficace, cette étude a été menée ici sur le plan numérique à l'aide du modèle de l'éprouvette composite à  $[0]_{18}$  réparée. Notons que l'aire elliptique  $S_l$  d'application du chargement reste identique dans toutes les simulations et que les modifications étudiées ont été faites de façon à demeurer dans les hypothèses du modèle. On rappelle également que la configuration testée expérimentalement au chapitre 3 était telle que  $t_l = 10$  s et  $\varphi_l = 500$  W m<sup>-2</sup>, soit  $q_l = 5$  kJ m<sup>-2</sup>.

#### Durée de sollicitation

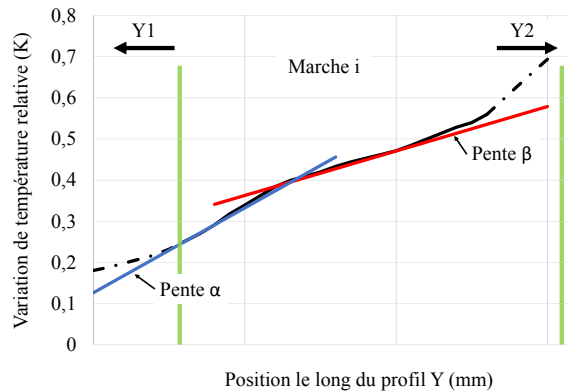
Pour étudier l'influence de la durée de la sollicitation thermique, nous avons fait varier numériquement celle-ci de  $t_l = 5$  s à  $t_l = 30$  s, tout en conservant la puissance surfacique  $\varphi_l = 500$  W m<sup>-2</sup>. La quantité d'énergie surfacique reçue par l'éprouvette réparée varie alors de 2,5 kJ m<sup>-2</sup> à 15 kJ m<sup>-2</sup>. L'examen de la Figure 4.1 montre que l'augmentation de la durée de la stimulation thermique mène à une propagation plus importante du flux dans l'épaisseur de l'éprouvette et permet de visualiser la marche (2, profondeur de 3,12 mm) sur le champ de variation de température relative  $\Delta T_2$  à partir d'un temps de sollicitation  $t_l = 15$  s.

Compte tenu de la discontinuité géométrique du joint, on retrouve au niveau de chaque marche une même allure des courbes de  $\Delta T_2$  le long du profil Y. Il est dès lors intéressant



**FIGURE 4.1** – Influence de la durée  $t_l$  de la sollicitation pour le composite à  $[0]_{18}$  réparé ( $\varphi_l = 500 \text{ W m}^{-2}$ ) : a) Variation de la température de surface  $\Delta T(t_l)$  pour  $t_l = 5$  s (gauche) et  $t_l = 30$  s (droite), b) Variation de température relative  $\Delta T_2(t_l)$  selon le profil Y

d'examiner, pour les marches les plus visibles (ici 3, 4 et 5), les pentes  $\alpha$  et  $\beta$  des différents segments apparaissant par linéarisation sur celle-ci ainsi que leur écart relatif (Figure 4.2, Tableau 4.1). Le niveau de température au niveau du joint croissant avec le temps de sollicitation, on assiste bien à une augmentation des pentes  $\alpha$  et  $\beta$  avec  $t_l$  pour toutes les marches. Ceci dit, le contraste entre celles-ci, mis en évidence par leur écart relatif, s'amenuise, ne permettant plus de discerner par exemple la marche (3) de la marche (2) à partir de  $t_l = 20$  s. En effet, l'augmentation de la durée de la phase de chauffe tend à homogénéiser la température au sein de l'éprouvette et donc à lisser les contrastes thermiques entre les différentes marches de la réparation. Selon les besoins d'analyse (accès en profondeur, connaissance de la localisation), il sera donc possible d'améliorer les résultats en modifiant le temps de chauffe.



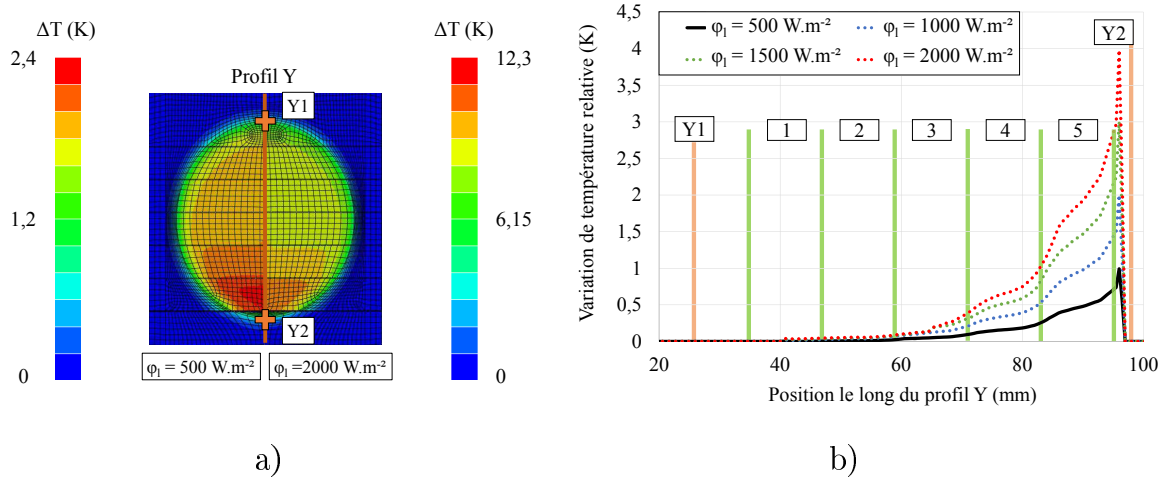
**FIGURE 4.2** – Définition des pentes des segments linéarisés sur le profil selon Y de la variation relative  $\Delta T_2$

		Durée de la stimulation thermique $t_l$				
n° marche		5 s	10 s	15 s	20 s	30 s
5	$\alpha$	305	37	45	46	44
	$\beta$	13	21	27	29	29
	$\frac{(\alpha-\beta)}{\alpha}$ (%)	95	42	40	37	33
4	$\alpha$	5	11	15	17	18
	$\beta$	2	7	10	12	15
	$\frac{(\alpha-\beta)}{\alpha}$ (%)	64	35	30	26	15
3	$\alpha$	0	5	9	10	12
	$\beta$	0	4	7	8	11
	$\frac{(\alpha-\beta)}{\alpha}$ (%)	-	29	25	20	10

 TABLE 4.1 – Pentes  $\alpha$  et  $\beta$  ( $\text{mK mm}^{-1}$ ) pour  $\varphi_l = 500 \text{ W m}^{-2}$ 

### Puissance de sollicitation

Différentes amplitudes ont été considérées pour analyser l'influence de ce paramètre, de  $\varphi_l = 500 \text{ W m}^{-2}$  à  $\varphi_l = 2000 \text{ W m}^{-2}$ . Les résultats de cette étude comparative sont présentés à la Figure 4.3.



**FIGURE 4.3** – Influence de l'amplitude  $\varphi_l$  de la sollicitation pour le composite à  $[0]_{18}$  réparé ( $t_l = 10 \text{ s}$ ) : a) Variation de la température de surface  $\Delta T(t_l)$  pour  $\varphi_l = 500 \text{ W m}^{-2}$  (gauche) et  $\varphi_l = 2000 \text{ W m}^{-2}$  (droite), b) Variation de température relative  $\Delta T_2(t_l)$  selon le profil Y

Si l'on note une augmentation de la température maximale au niveau de l'excédent d'adhésif avec la puissance surfacique  $\varphi_l$ , la profondeur d'analyse demeure relativement constante (ici jusqu'à la marche (3) pour toutes les valeurs de  $\varphi_l$ ). En revanche, l'analyse de l'écart relatif entre les pentes  $\alpha$  et  $\beta$  sur les marches visibles (ici 4 et 5) confirme bien l'augmentation du contraste entre les marches et leur meilleure visibilité pour de fortes amplitudes (Tableau 4.2). La puissance de chauffe permet donc d'améliorer la localisation

du joint.

n° marche		Puissance surfacique $\varphi_l$			
		500 W m <sup>-2</sup>	1000 W m <sup>-2</sup>	1500 W m <sup>-2</sup>	2000 W m <sup>-2</sup>
5	$\alpha$	37	90	134	190
	$\beta$	22	49	70	95
	$\frac{(\alpha-\beta)}{\alpha}$ (%)	42	45	47	50
4	$\alpha$	11	24	38	60
	$\beta$	7	14	22	34
	$\frac{(\alpha-\beta)}{\alpha}$ (%)	35	38	41	43

**TABLE 4.2** – Pentes  $\alpha$  et  $\beta$  (mK mm<sup>-1</sup>) pour  $t_l = 10$  s

### Énergie de sollicitation

Comme nous venons de le voir, une durée de sollicitation  $t_l$  élevée permet d'améliorer la profondeur d'analyse tandis qu'une puissance surfacique  $\varphi_l$  élevée augmente la faculté de localisation des marches. Nous avons donc comparé ces deux facteurs pour différentes valeurs d'énergies surfaciques  $q_l = \varphi_l t_l$ . Dans chacun des cas, nous avons considéré deux configurations à iso-énergie se rapportant à la situation expérimentale :

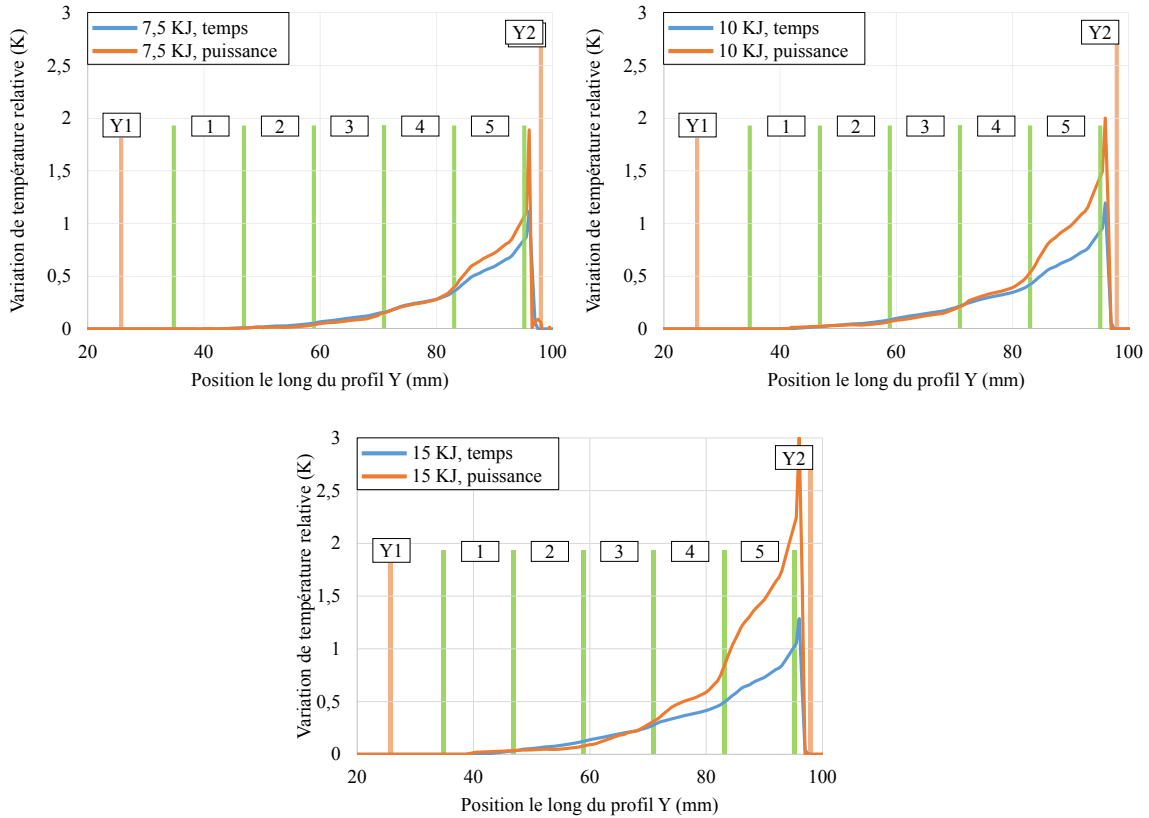
- étude *temps* :  $\varphi_l = 500$  W m<sup>-2</sup>,
- étude *puissance* :  $t_l = 10$  s (voir Tableau 4.3).

Énergie $q_l$ (kJ m <sup>-2</sup> )	Étude <i>temps</i> - $t_l$ (s) ( $\varphi_l = 500$ W m <sup>-2</sup> )	Étude <i>puissance</i> - $\varphi_l$ (W m <sup>-2</sup> ) ( $t_l = 10$ s)
7,5	15	750
10	20	1000
15	30	1500

**TABLE 4.3** – Durée de stimulation thermique et puissance surfacique à iso-énergies

La Figure 4.4 présente les profils de variation de température relative  $\Delta T_2(t_l)$  selon Y pour le composite à  $[0]_{18}$  réparé pour les trois énergies considérées et pour chaque configuration à iso-énergie. On retrouve dans ces résultats les conséquences évoquées précédemment, à savoir l'augmentation avec l'énergie  $q_l$  apportée de la profondeur d'inspection, de l'accroissement de température au niveau du joint et des premières marches ainsi que du contraste entre elles. Comparativement au temps, l'impact de la puissance est ici surtout notable. A iso-énergie, l'augmentation de puissance à  $t_l$  fixé conduit à une réponse thermique du joint bien plus exacerbée par rapport à une augmentation de temps pour  $\varphi_l$  fixée. Du fait du dispositif optique, seule une partie de la puissance initiale de la lampe halogène (1000 W) utilisée expérimentalement arrive en réalité jusqu'à l'éprouvette. Au

vu de ces résultats, il serait donc très intéressant d'utiliser une source telle la Dedolight DLH650, lampe halogène de 650 W qui génère originellement un faisceau lumineux droit. Ainsi, une énergie plus importante pourrait être utilisée pour stimuler les éprouvettes et permettre d'améliorer la capacité d'identification du joint structural.



**FIGURE 4.4** – Influence de l'énergie surfacique de sollicitation  $\varphi_l$  pour le composite à  $[0]_{18}$  réparé - Variation de température relative  $\Delta T_2(t_l)$  selon le profil Y

### 4.1.2 Nature du signal

On se propose dans cette dernière partie d'examiner l'influence du type de signal thermique envoyé à la pièce. Comme cela a été évoqué dans la Section 1.3.2.2, trois types de signaux sont généralement utilisés pour le CND par thermographie infrarouge : le signal créneau (TIR classique), le signal sinusoïdal (TIR modulée) et le signal impulsionnel (TIR pulsée). La TIR pulsée, basée sur une stimulation thermique d'une durée inférieure à la seconde, nécessite obligatoirement un post-traitement avancé des données (Lizaranzu *et al.*, 2015; Poudel *et al.*, 2016). Aussi, nous avons choisi ici de procéder à une étude préliminaire en TIR modulée, menée sur le plan expérimental.

De façon à pouvoir examiner l'impact de plusieurs périodes du signal, nous avons considéré une fréquence  $f_l = 0,4 \text{ Hz}$  appliquée durant une durée  $t_l = 20 \text{ s}$  qui est actuellement le maximum applicable par le boîtier électronique. L'utilisation d'un signal de stimulation sinusoïdal permet l'obtention de deux types de cartographie, celle du module (température) et celle de la phase (déphasage entre les radiations émises par la lampe

halogène et celles reçues par la caméra). Dans notre cas, le caractère ténu des différences de comportement entre les parties de l'assemblage réduit considérablement le déphasage, ne permettant pas son exploitation directe. Des post-traitements tels que la dérivation de ce signal (Aktas *et al.*, 2015; Balageas *et al.*, 2010) ou sa reconstruction (TSR : Thermographic Signal Reconstruction, Balageas *et al.* (2010)) permettraient peut-être de mettre en lumière la réponse du joint de colle au travers des données de phase.

En première approche, on se propose donc d'examiner ici les réponses en terme de module (Figure 4.5). Sur la Figure 4.5-b sont représentées l'évolution temporelle de la moyenne de  $\Delta T$  sur deux zones d'analyse situées respectivement au niveau des marches (5) et (4) de l'éprouvette réparée. On constate que les élévations maximales de température  $\Delta T$  sont obtenues lors du premier cycle de chauffe et qu'ensuite le contraste entre les marches tend à s'amenuiser. Au fur à mesure des cycles, la température s'homogénéise dans l'éprouvette et ne permet plus de différencier les marches (Figure 4.5-c). D'autre part, on observe que les accroissements de température obtenus en TIR modulée sont bien plus faibles qu'avec le signal créneau, rendant encore plus difficile la visibilité de la réponse du joint. Si ces premiers résultats se révèlent peu encourageants, il conviendrait de compléter cette étude par l'utilisation d'autres fréquences et de tester également le signal impulsionnel souvent bien adapté en CND.

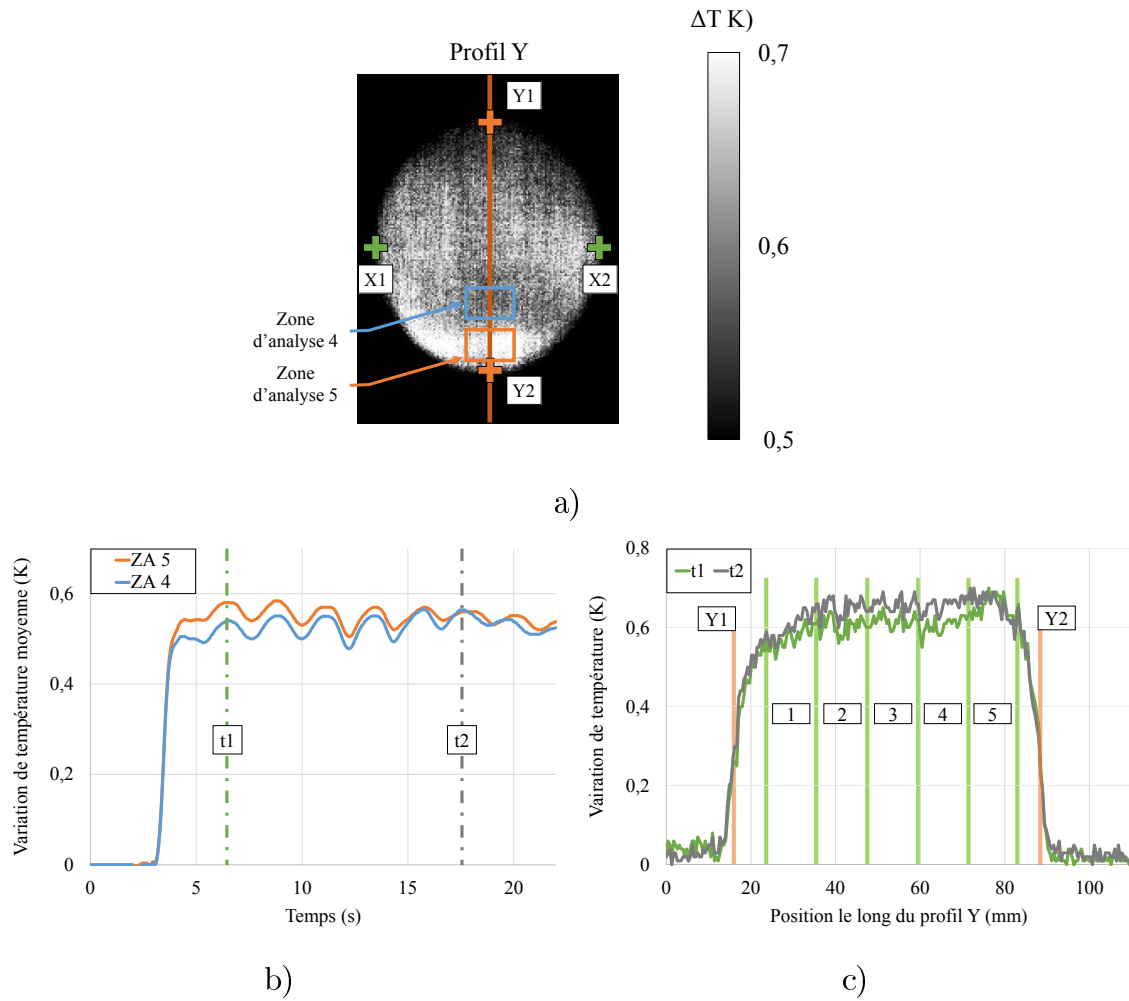
### 4.1.3 Bilan sur l'impact de la sollicitation thermique

Comme nous avons pu le voir, la modification de la sollicitation thermique ne permet pas d'exacerber de manière très significative la réponse thermique spécifique du joint de colle. Si certains progrès peuvent toutefois être obtenus quant à la profondeur d'inspection ou vis-à-vis de la localisation des différentes marches notamment au travers de la puissance de sollicitation du signal créneau, ces paramètres jouent davantage le rôle de variables d'ajustement. Parallèlement, les premiers résultats concernant la thermographie modulée n'ont pas amené d'améliorations notables.

Au vu de ces résultats, nous avons donc opté pour une autre piste d'investigation, à savoir travailler sur la signature thermique du joint lui-même pour en améliorer la détection. Pour la suite de l'étude, nous adopterons les mêmes conditions de sollicitation thermique qu'aux chapitres 2 et 3, à savoir un signal créneau durant  $t_l = 10$  s à une puissance surfacique de  $\varphi_l = 500 \text{ W m}^{-2}$ .

## 4.2 Propriétés du joint structural

L'idée à ce stade consiste à modifier les propriétés intrinsèques du joint de collage. A cette fin, on souhaite incorporer des additifs pertinents dont la signature infrarouge permettrait d'identifier plus nettement cette partie de l'assemblage réparé. Assurément, le recours aux additifs a déjà permis de modifier significativement l'inertie thermique (Juárez *et al.*, 2011; Li *et al.*, 2009), la conductivité thermique (Abyzov *et al.*, 2012; Gaska



**FIGURE 4.5** – Variation de la température de surface  $\Delta T(t)$  pour le composite à  $[0]_{18}$  réparé (signal sinusoïdal,  $f_l = 0,4$  Hz) : champ thermique à  $t = t_1$  (a), évolution temporelle de la moyenne des  $\Delta T$  dans les zones d'analyse (b), profils selon Y à  $t_1$  et  $t_2$  (c)

*et al.*, 2012; Zhou *et al.*, 2007a) ou encore le comportement thermique global (Zhu *et al.*, 2010) d'un polymère ou de la matrice d'un matériau composite. L'étude de Juárez *et al.* (2011) montre par ailleurs qu'il est possible d'observer une différence de comportement thermique par TIR sur une éprouvette polymère comportant des additifs. Même si cette approche n'a pour l'heure pas été abordée dans la littérature pour l'étude des réparations collées, cette piste semble donc fort intéressante.

#### 4.2.1 Choix d'un type de comportement

Si les travaux présentés au chapitre 3 étaient basés sur l'utilisation d'un film adhésif pour réaliser le joint structural des assemblages réparés, l'inclusion de particules d'additifs dans celui-ci n'est pas envisageable en raison de sa nature solide. Nous avons donc utilisé une colle époxyde (Araldite LY5052, durcisseur HY5052), désignée par la suite *matrice époxyde* se présentant sous une forme pâteuse avant polymérisation et dont les propriétés sont indiquées au Tableau 4.4. C'est donc au sein de cette matrice que seront incorporées

les particules additives.

Pour faire le bon choix de conception, il convient en premier lieu de définir la nature du comportement thermique recherché. Le modèle numérique est employé pour nous guider dans cette démarche. Si plusieurs données matériaux interviennent dans la réponse du joint structural, nous avons fait l'hypothèse que la grandeur thermique qui sera la plus affectée par l'ajout d'additifs sera la conductivité thermique  $\lambda$  (Li *et al.*, 2009). Deux situations ont donc été envisagées en première approche :

- l'ajout d'additifs isolants conduisant à une conductivité du joint 5 fois inférieure à celle de la matrice époxyde (*Joint isolant*),
- l'ajout d'additifs conducteurs conduisant à une conductivité du joint 5 fois supérieure à celle de la matrice époxyde (*Joint conducteur*),

la masse volumique  $\rho$  et la chaleur spécifique  $C_p$  étant pris identiques à celles de la matrice époxyde (Tableau 4.4).

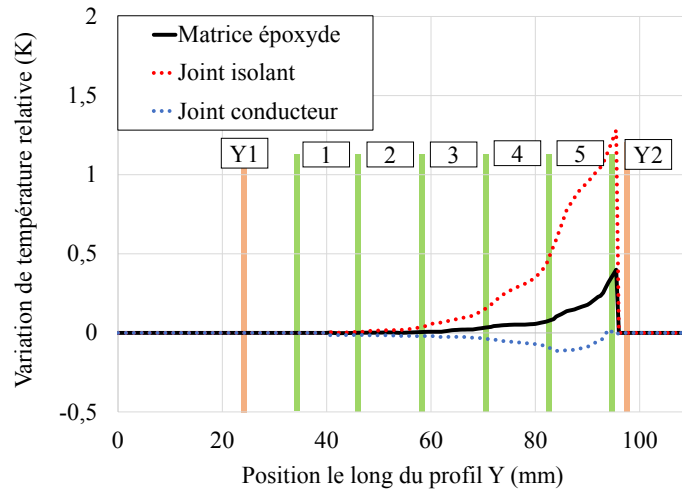
	Masse volumique $\rho$ (kg m <sup>-3</sup> )	Conductivité thermique $\lambda$ (W m <sup>-1</sup> K <sup>-1</sup> )	Chaleur spécifique $C_p$ (J kg <sup>-1</sup> K <sup>-1</sup> )
Matrice époxyde	1172 <sup>m</sup>	0,226 <sup>m</sup>	1317 <sup>m</sup>
Joint isolant	1172	0,045	1317
Joint conducteur	1172	1,13	1317

**TABLE 4.4** – Propriétés utilisées pour simuler les comportements isolant ou conducteur du joint structural (m : mesures)

Les profils numériques de variation de température relative en fin de chauffe pour les deux types de comportement sont présentés à la Figure 4.6. On y observe pour le joint isolant des variations  $\Delta T_2$  positives et plus importantes que celles obtenues avec la matrice époxyde, alors qu'on obtient des variations  $\Delta T_2$  négatives pour le joint conducteur. Dans ce deuxième cas en effet, la conductivité thermique du joint structural ( $\lambda = 1,13 \text{ W m}^{-1} \text{ K}^{-1}$ ) est plus importante que la conductivité transverse ( $\lambda_X = \lambda_Z = 0,51 \text{ W m}^{-1} \text{ K}^{-1}$ ) du composite. Par rapport au composite sain, le joint conducteur conduit donc davantage la chaleur dans le sens  $X$ , soit sur toute la largeur des marches, ainsi que dans l'épaisseur (sens  $Z$ ) de l'assemblage. Ceci est à l'origine des élévations de température  $\Delta T$  plus faibles en surface dans la zone d'influence du joint dans le cas de l'éprouvette réparée par rapport à celles obtenues pour l'éprouvette de référence. Un tel comportement semble donc particulièrement pertinent pour révéler la présence de défauts de collage tels que le kiss-bonding (Yan *et al.*, 2009). En effet, de telles irrégularités de collage, généralement constituées d'air au comportement isolant (Adams, 1990), auront tendance à accroître localement la variation de température relative  $\Delta T_2$ .

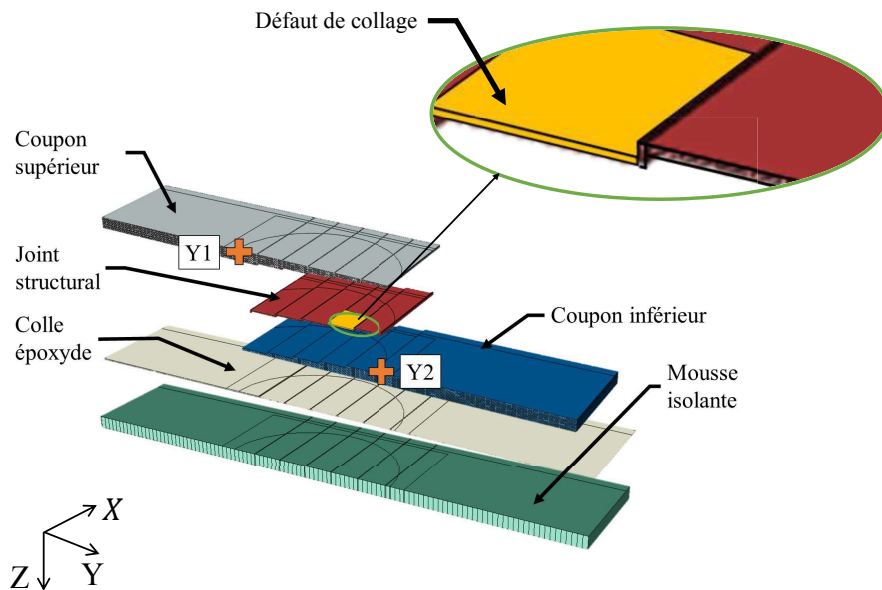
Afin de vérifier cette hypothèse, nous avons créé numériquement un défaut de collage de 20 mm de large au niveau de la deuxième marche (4) de la réparation (à une profondeur de 1,56 mm, Figure 4.7). Ce défaut est représenté dans le modèle en remplaçant localement les propriétés du joint structural par les propriétés de l'air à 20 °C ( $\rho = 1,177 \text{ kg m}^{-3}$ ,



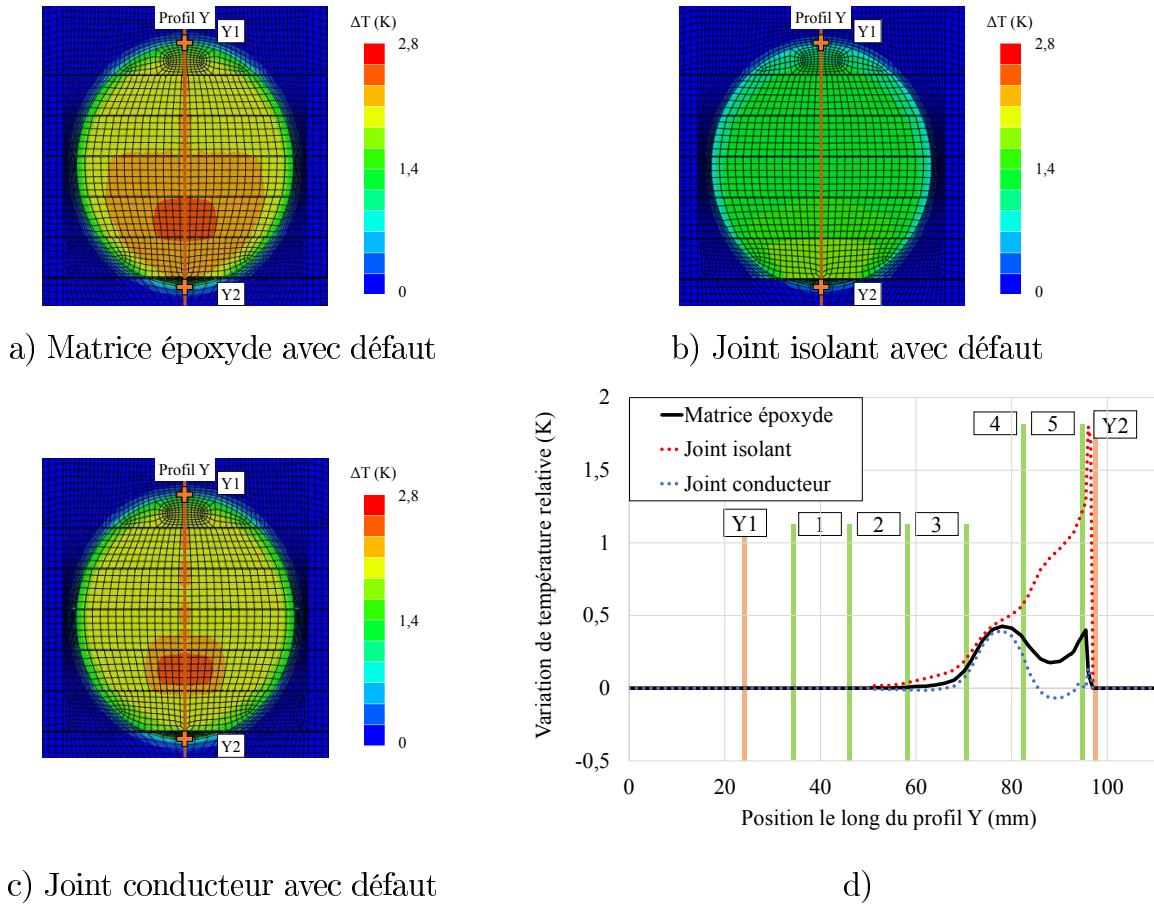


**FIGURE 4.6** – Influence du comportement thermique du joint - Variation de température relative  $\Delta T_2(t_i)$  selon le profil Y pour le composite à  $[0]_{18}$  réparé

$\lambda = 0,226 \text{ W m}^{-1} \text{ K}^{-1}$ ,  $C_p = 1007 \text{ J kg}^{-1} \text{ K}^{-1}$ , [Marchio et Reboux \(2008\)](#)). Comme l'on peut l'observer sur la Figure 4.8, le comportement isolant de l'air est relativement noyé dans la réponse du joint isolant et de la matrice époxyde, le défaut comme le joint amenant une variation  $\Delta T_2 \geq 0$ . En revanche, la perturbation due au défaut de collage est bien plus visible pour le joint conducteur puisque leurs conséquences respectives au niveau de la température surfacique sont opposées. L'introduction d'additifs conducteurs au sein du joint structural offre donc bien de nouvelles perspectives d'analyse en permettant la mise en exergue de vides au niveau des interfaces collées. C'est donc le choix que nous allons adopter dans la suite.



**FIGURE 4.7** – Éléments constitutifs du modèle numérique par éléments finis des éprouvettes réparées avec défaut



**FIGURE 4.8** – Influence du comportement thermique du joint avec présence de défaut pour le composite à  $[0]_{18}$  réparé - Variation de la température de surface  $\Delta T(t_l)$  (a, b et c), variation de température relative  $\Delta T_2(t_l)$  selon le profil Y (d)

## 4.2.2 Sélection de charges additives

### Additifs utilisés

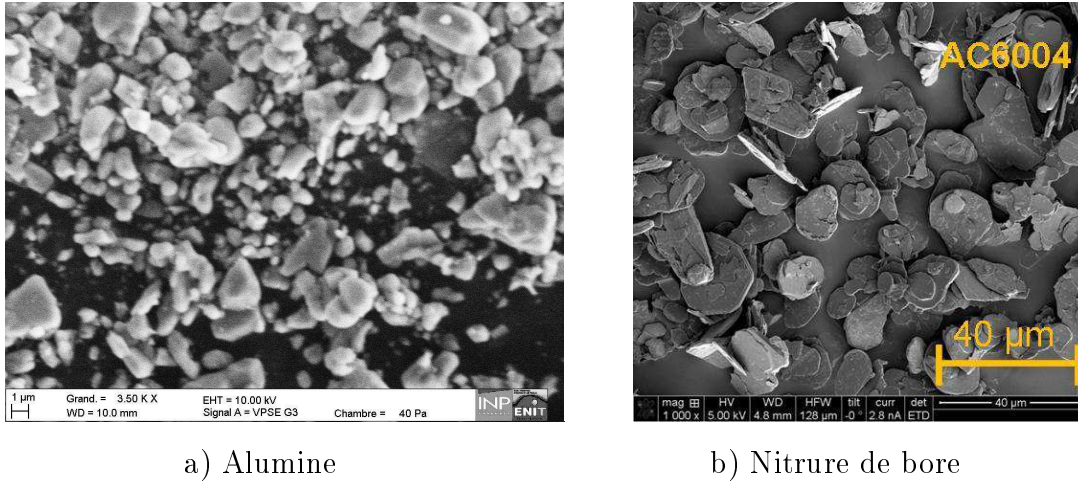
Deux types d'additifs conducteurs couramment employés pour modifier les propriétés thermiques des matériaux ont été utilisés :

- l'alumine (oxyde d'aluminium,  $\text{Al}_2\text{O}_3$ , [Das et al. \(2003\)](#); [Xie et al. \(2002\)](#); [Zhou et al. \(2007b\)](#)), dont les particules sont sphériques (Figure 4.9-a),
- le nitrure de bore (BN, [Gaska et al. \(2012\)](#); [Zhou et al. \(2007a\)](#); [Zhu et al. \(2010\)](#)), qui se présente sous forme de plaquettes (Figure 4.9-b).

Les propriétés de ces matériaux sont indiquées au Tableau 4.5.

	Masse volumique $\rho$ ( $\text{kg m}^{-3}$ )	Conductivité thermique $\lambda$ ( $\text{W m}^{-1} \text{K}^{-1}$ )	Chaleur spécifique $C_p$ ( $\text{J kg}^{-1} \text{K}^{-1}$ )
Alumine	3970 <sup>a</sup>	35 <sup>a</sup>	880 <sup>c</sup>
Nitrure de bore	2280 <sup>b</sup>	300 <sup>b</sup>	1610 <sup>c</sup>

**TABLE 4.5** – Propriétés des additifs (a : [Zhou et al. \(2007b\)](#), b : [Zhu et al. \(2010\)](#), c : [Accuratus.com \(2016\)](#))



**FIGURE 4.9** – Image MEB des particules étudiées

### Estimation de la réponse thermique de l'assemblage réparé avec additifs

Afin d'estimer la proportion d'additifs à intégrer dans la colle époxyde, on se propose de tester différents mélanges au travers du modèle numérique. Pour cela, il convient de déterminer les propriétés effectives (homogénéisées) de la colle chargée en additifs qui seront affectées au joint structural.

D'après une étude de [Lee \*et al.\* \(2006\)](#), la fraction volumique maximale d'additifs pouvant être utilisée est de 60 %. Au-delà de cette valeur, on ne peut plus garantir l'obtention d'un mélange homogène et de nombreux vides et défauts peuvent apparaître dans le joint de colle. Considérant un Volume Élémentaire Représentatif du joint dont la taille est bien supérieure à celle des particules, il existe de nombreuses lois pour prédire le comportement effectif d'un mélange constitué d'une matrice et de particules. Les lois de Maxwell-Garnet (Equation 4.1) et Yamada (Equation 4.2) sont par exemple bien adaptées à l'étude des particules sphériques tandis que les formulations logarithmiques de Lichtenecker (Equation 4.3) et Agari (Equation 4.4) donnent de bons résultats pour des particules sous forme de plaquettes ([Zhu \*et al.\*, 2010](#)) :

$$\epsilon_{eq} = \epsilon_m \left[ 1 + \frac{3f_a \frac{\epsilon_a - \epsilon_m}{\epsilon_a + \epsilon_m}}{(1 - f_a) \left( \frac{\epsilon_a - \epsilon_m}{\epsilon_a + 2\epsilon_m} \right)} \right] \quad (4.1)$$

$$\epsilon_{eq} = \epsilon_m \left[ 1 + \frac{f_a (\epsilon_a - \epsilon_m)}{\epsilon_m + \frac{1}{3} (1 - f_a) (\epsilon_a - \epsilon_m)} \right] \quad (4.2)$$

$$\ln \epsilon_{eq} = f_a \ln \epsilon_a + (1 - f_a) \ln \epsilon_m \quad (4.3)$$

$$\ln \epsilon_{eq} = 1.23388 f_a \ln \epsilon_a + (1 - f_a) \ln (1.02769 \epsilon_m) \quad (4.4)$$

Dans les Equations (4.1) à (4.4),  $\epsilon_m$  (respectivement  $\epsilon_a$ ) désigne la propriété (masse volumique, conductivité thermique ou chaleur spécifique) de la matrice (resp. des additifs), et  $f_a$  la fraction volumique d'additifs.

Afin de choisir l'additif le plus pertinent entre l'alumine et le nitrure de bore, nous avons simulé la sollicitation thermique d'éprouvettes composites à  $[0]_{18}$  réparées dont le joint structural est réalisé à l'aide la matrice époxyde seule ou chargée. Pour cela, nous nous sommes basés respectivement sur la loi de Maxwell-Garnet (Equation 4.1) pour l'alumine et la loi de Lichtenecker (Equation 4.3) pour le nitrure de bore pour estimer les propriétés effectives du joint de réparation (Tableau 4.6). Dans les deux cas, une fraction volumique d'additifs  $f_a = 60\%$  a été considérée.

	Masse volumique $\rho$ ( $\text{kg m}^{-3}$ )	Conductivité thermique $\lambda$ ( $\text{W m}^{-1} \text{K}^{-1}$ )	Chaleur spécifique $C_p$ ( $\text{J kg}^{-1} \text{K}^{-1}$ )
Matrice époxyde	1172	0,226	1317
Chargée $\text{Al}_2\text{O}_3$	2445	1,2	1043
Chargée BN	1747	16,9	1485

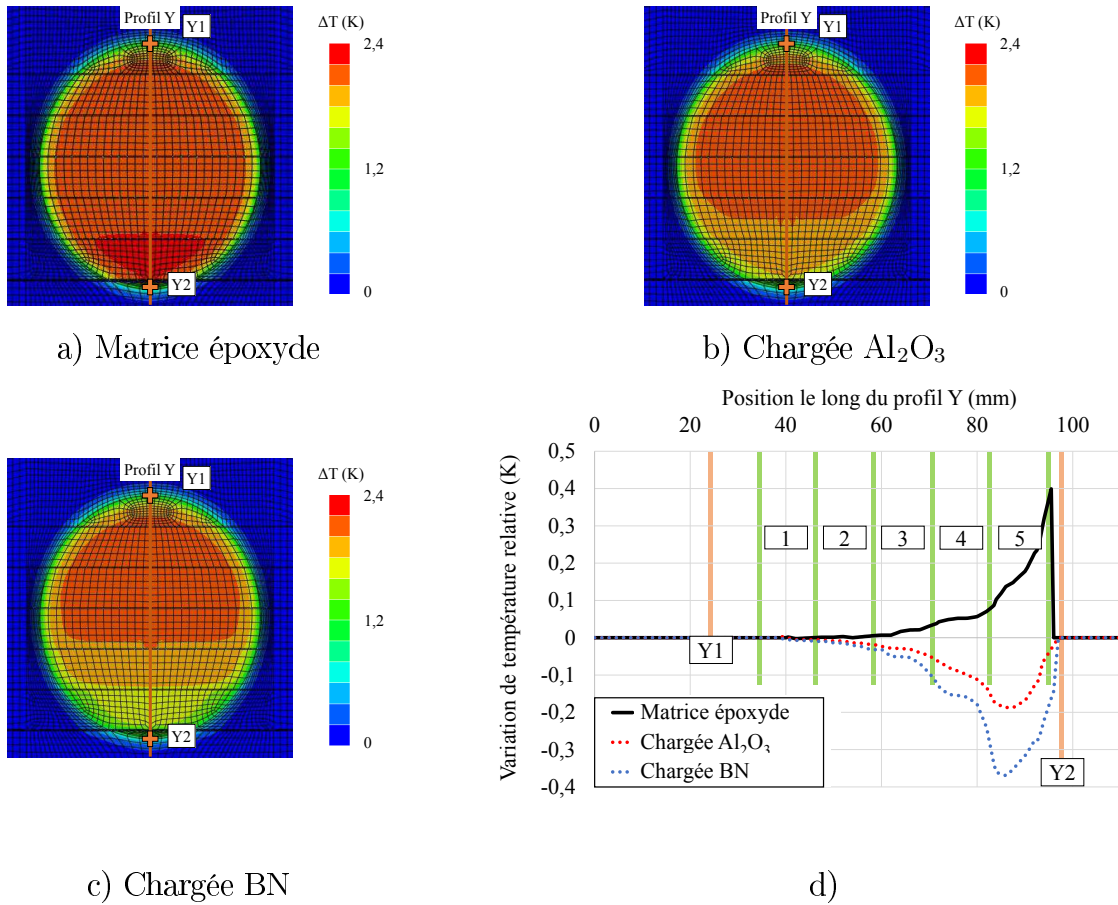
**TABLE 4.6** – Estimation des propriétés du joint structural selon la présence et le type d'additifs dans la matrice époxyde (fraction volumique d'additifs  $f_a = 60\%$ )

La Figure 4.10 présente l'influence de l'introduction d'additifs au sein de la matrice époxyde. La variation de température relative le long du profil Y confirme que l'utilisation de ceux-ci conduit à des variations  $\Delta T_2 \leq 0$  pour les deux types d'additifs au niveau des faibles profondeurs du joint (Figure 4.10-d). On observe toutefois une différence notable en terme de variation de température relative  $\Delta T_2$  maximale (0,2 K au niveau de la marche (5) soit environ 50 %) entre l'alumine et le nitrure de bore. Ces résultats sont liés à la très importante conductivité du nitrure de bore et par conséquent du joint chargé associé qui accroît fortement la transmission du flux thermique dans la profondeur de l'éprouvette réparée (Tableaux 4.5 et 4.6). La présence de défauts étant donc d'autant plus visible avec ce type d'additifs, nous avons basé le reste de l'étude sur le mélange à partir de nitrure de bore.

### 4.2.3 Réalisation du joint chargé et des assemblages réparés

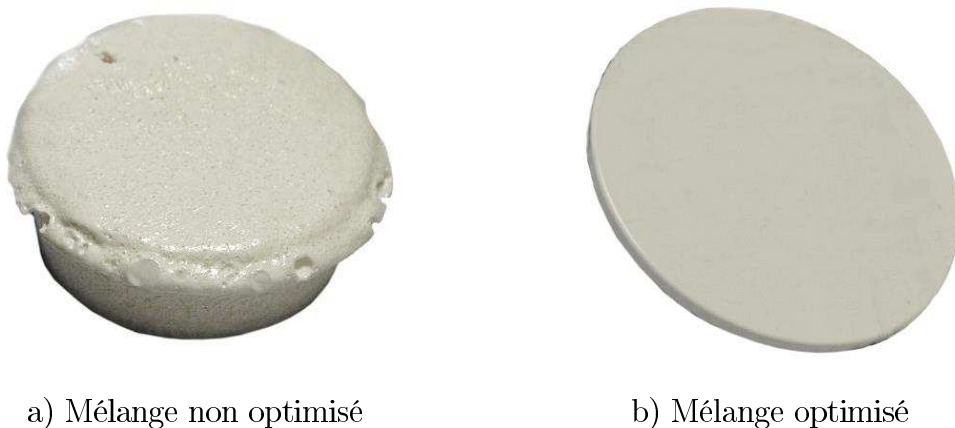
#### 4.2.3.1 Élaboration du joint

L'inclusion du nitrure de bore dans la matrice époxyde nécessite au préalable une optimisation du procédé de mélange (voir Annexe C). La morphologie en plaquette des particules de nitrure de bore induit l'emprisonnement de bulles d'air dans la colle lors du mélange. Une procédure non optimisée (mauvais mélange et débullage incomplet) conduit alors à l'obtention d'une mousse ou de multiples porosités au sein de la colle (Figure 4.11). En outre, au-delà d'une fraction volumique de 8 % de nitrure de bore, les mélanges obtenus présentent une viscosité importante avant polymérisation. Nous avons donc eu recours à l'usage d'acétone pour augmenter la solubilité des mélanges pour des fractions volumiques supérieures (Zhu *et al.*, 2010). L'acétone étant volatile à 20 °C, celui-ci est naturellement éliminé du mélange lors de la phase de débullage réalisée sous vide. De plus, sa présence



**FIGURE 4.10** – Influence de la présence et du type d'additifs dans la matrice époxyde constituant le joint structural du composite à  $[0]_{18}$  réparé ( $f_a = 60\%$ ) - Variation de la température de surface  $\Delta T(t_l)$  (a, b et c), variation de température relative  $\Delta T_2(t_l)$  selon le profil Y (d)

n'entrave pas l'amélioration de la conductivité thermique, bien au contraire (Xu et Chung, 2000), des traces d'acétone dans le mélange ne sont donc pas problématiques.

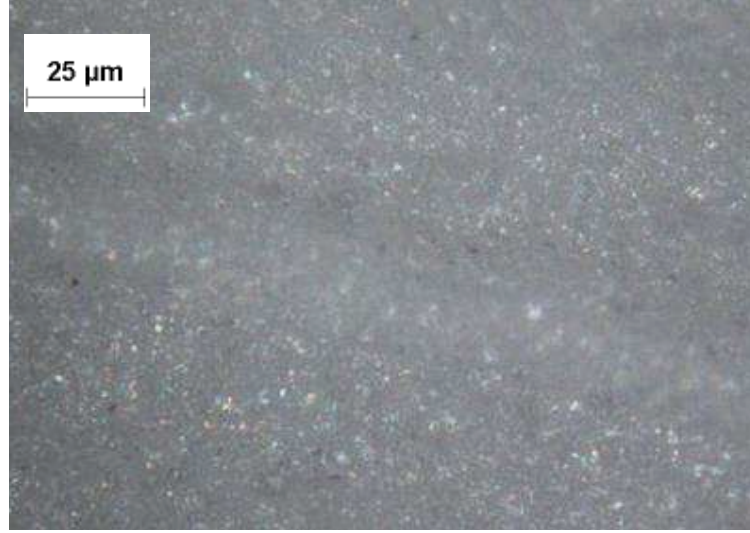


**FIGURE 4.11** – Matrice époxyde chargée en nitrure de bore ( $f_a = 8\%$ )

La Figure 4.12 montre l'observation à l'aide d'un microscope optique d'un mélange optimisé pour une fraction volumique de 18% de nitrure de bore. Même si cette micrographie présente quelques stries liées au procédé de découpe par scie diamantée, on y



discerne une répartition homogène des particules dans la colle. De plus, le mélange est exempt de défauts (porosités), validant le protocole de mélange. Notons cependant que l'insertion d'une fraction volumique de nitrure de bore supérieure à 18 % dans la colle est très laborieuse voire impossible. A partir de ce stade en effet, le mélange présente une viscosité très importante et les bulles d'air engendrées lors du mélange demeurent piégées au sein de la colle malgré le débullage sous vide.

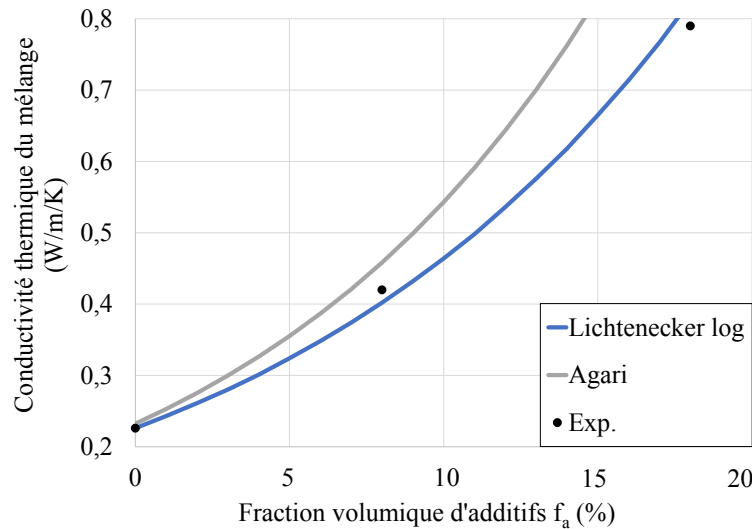


**FIGURE 4.12** – Microscopie optique de la matrice époxyde chargée en particules de nitrure de bore ( $f_a = 18\%$ )

L'introduction des particules de nitrure de bore dans la matrice époxyde permet une amélioration considérable en terme de conductivité thermique. En effet, comme le montre le Tableau 4.7, la conductivité de la matrice est augmentée de 250 % pour le taux maxi  $f_a = 18\%$ . On souligne également que la masse volumique et la chaleur spécifique sont très peu affectées (augmentations respectives de 14 % et 3 %) et que la loi logarithmique de Lichtenecker corrèle bien les mesures expérimentales (Figure 4.13). Ceci confirme les hypothèses considérées au début de cette étude. Pour la suite, nous avons donc considéré le taux maximum d'additifs pour élaborer le joint structural chargé, soit  $f_a = 18\%$ .

$f_a$ %	Masse volumique ( $\text{kg m}^{-3}$ )	Conductivité thermique ( $\text{W m}^{-1} \text{K}^{-1}$ )	Chaleur spécifique ( $\text{J kg}^{-1} \text{K}^{-1}$ )
0 (matrice époxyde)	1172	0,226	1317
8	1252	0,42	1338
18	1342	0,79	1365

**TABLE 4.7** – Propriétés de la matrice époxyde chargée en nitrure de bore (BN) en fonction de la fraction volumique d'additifs  $f_a$  (grandeurs mesurées)



**FIGURE 4.13** – Conductivité thermique de la matrice époxyde chargée en nitrure de bore (BN) en fonction de la fraction volumique d'additifs  $f_a$

#### 4.2.3.2 Préparation des éprouvettes avec joint chargé

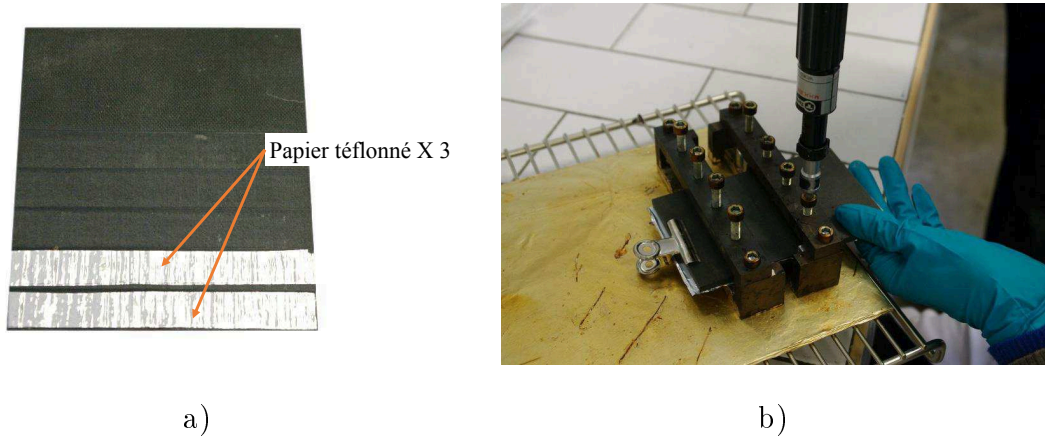
La géométrie des éprouvettes réparées est la même que celle décrite au chapitre 3 (Section 3.1.1). Les coupons inférieurs et supérieurs ainsi que les marches font bien les mêmes dimensions. Toutefois, à la différence des réparations réalisées avec le film adhésif dont l'épaisseur est calibrée (0,3 mm), l'épaisseur du joint chargé doit être contrôlée. Pour ce faire, nous avons placé trois épaisseurs de papier téflonné (d'épaisseur 0,1 mm) sur les deux marches les plus profondes du coupon inférieur (1 et 2, Figure 4.14-a). Une fois la colle appliquée sur les trois marches les moins profondes (3, 4 et 5), le coupon supérieur est déposé au-dessus et l'assemblage est maintenu en position par le biais d'un étau (Figure 4.14-b). Ainsi, nous pouvons supposer l'épaisseur de la colle constante sur toute la zone encollée. De plus, comme la durée et l'amplitude de la stimulation thermique ne permettent pratiquement pas la propagation de la chaleur jusqu'aux deux dernières marches, le champ thermique surfacique ne sera donc pas affecté par la présence du papier téflonné. Il convient de noter que ce procédé a permis une première mise en œuvre de la réparation avec une colle pâteuse mais pourrait être optimisé à l'avenir.

#### 4.2.4 Étude des éprouvettes réparées avec joint chargé

##### Composites réparés sans défauts

Les éprouvettes réparées avec le joint chargé ont été soumises à la procédure de TIR active et leurs réponses comparées aux résultats du chapitre 3 (joint non chargé, constitué du film adhésif).

La Figure 4.15 présente ces résultats pour le composite à  $[0]_{18}$ . Dans les deux cas, on retrouve le pic de température au niveau de l'excédent de joint induit par sa faible épaisseur. Notons que le débord de matrice chargée en surface du coupon supérieur est



**FIGURE 4.14** – Mise en œuvre de la réparation avec joint chargé : calibration de l'épaisseur du joint (a), maintien en position de la réparation (b)

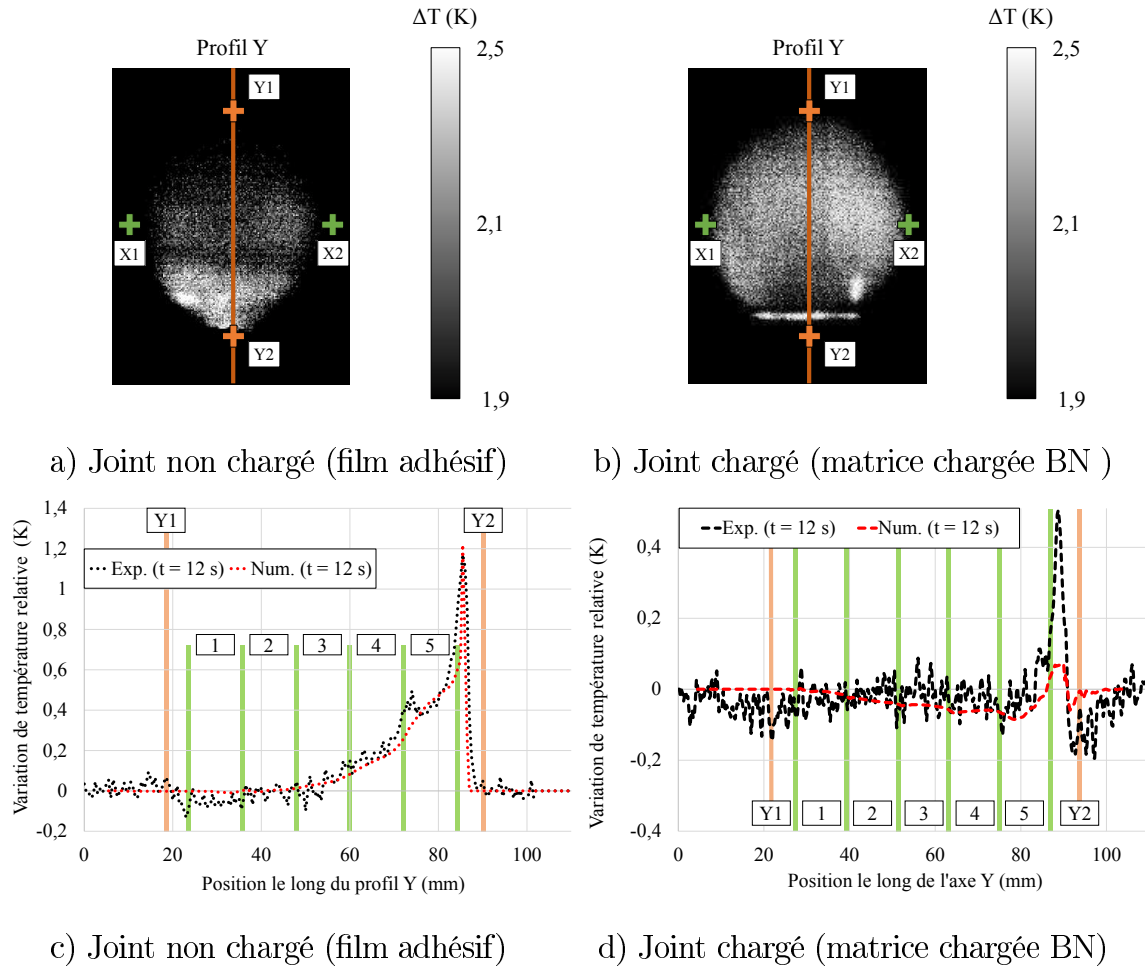
	Chaleur volumique ( $10^6 \text{ J m}^{-3} \text{ K}^{-1}$ )	Conductivité ( $\text{W m}^{-1} \text{ K}^{-1}$ )			Diffusivité ( $10^{-6} \text{ m}^2 \text{ s}^{-1}$ )			Effusivité ( $\text{J K}^{-1} \text{ m}^{-2} \sqrt{\text{s}}$ )		
	$\rho C_p$	$\lambda_X$	$\lambda_Y$	$\lambda_Z$	$d_X$	$d_Y$	$d_Z$	$e_X$	$e_Y$	$e_Z$
Film adhésif	1	0,12			0,12			346		
Matrice chargée BN	1,83	0,79			0,43			1203		
Composite $[0]_{18}$	1,37	0,51	3,05	0,51	0,37	2,19	0,37	835	2044	835

**TABLE 4.8** – Propriétés effectives des matériaux constituant les éprouvettes réparées avec ou sans additifs ; les directions principales (X,Y,Z) sont indiquées à la Figure 3.9, l'axe Y (respectivement X) correspondant à l'orientation à  $0^\circ$  (resp.  $90^\circ$ ) des plis

plus petit que celui pour le film adhésif, il est donc d'autant plus visible sur les images thermiques (Figure 4.15-b). L'épaisseur du joint étant la même dans les deux cas et le film adhésif (respectivement la matrice chargée en nitrure de bore) possédant des valeurs de conductivité et de chaleur volumique plus faibles (resp. fortes) par rapport au matériau composite dans le sens transverse ( $\lambda_X = \lambda_Z$ , Tableau 4.8), l'accroissement de température  $\Delta T$  dans la zone d'influence du joint est donc plus fort (resp. faible) pour l'éprouvette réparée avec le film adhésif (resp. la matrice chargée) par rapport au composite sain. Sur la Figure 4.15-b, on voit en effet que les variations de température  $\Delta T$  au niveau des marches les moins profondes (4 et 5 par exemple, représentatives du joint chargé) sont effectivement plus faibles que celles relevées au niveau des marches les plus profondes (2 et 3 par exemple, représentatives du composite). Ceci induit donc bien dans la zone de faible profondeur du joint des variations  $\Delta T_2 \geq 0$  (resp.  $\Delta T_2 \leq 0$ ) pour le film (resp. matrice chargée). La tendance obtenue pour le joint chargé est donc bien conforme aux attentes initiales.

On remarque par ailleurs que la variation  $|\Delta T_2|$  maximale, obtenue au niveau de la marche (5), est plus faible dans le cas chargé (environ 0,1 K) par rapport au cas avec le film adhésif (0,5 K). Contrairement au cas avec adhésif (voir Section 3.3.1), les différences entre les effusivités du joint chargé et du composite sont pourtant globalement plus faibles





**FIGURE 4.15** – Influence du comportement thermique du joint pour le composite à  $[0]_{18}$  réparé - Variation de la température de surface  $\Delta T(t_i)$  (a et b), variation de température relative  $\Delta T_2(t_i)$  selon le profil Y (c et d)

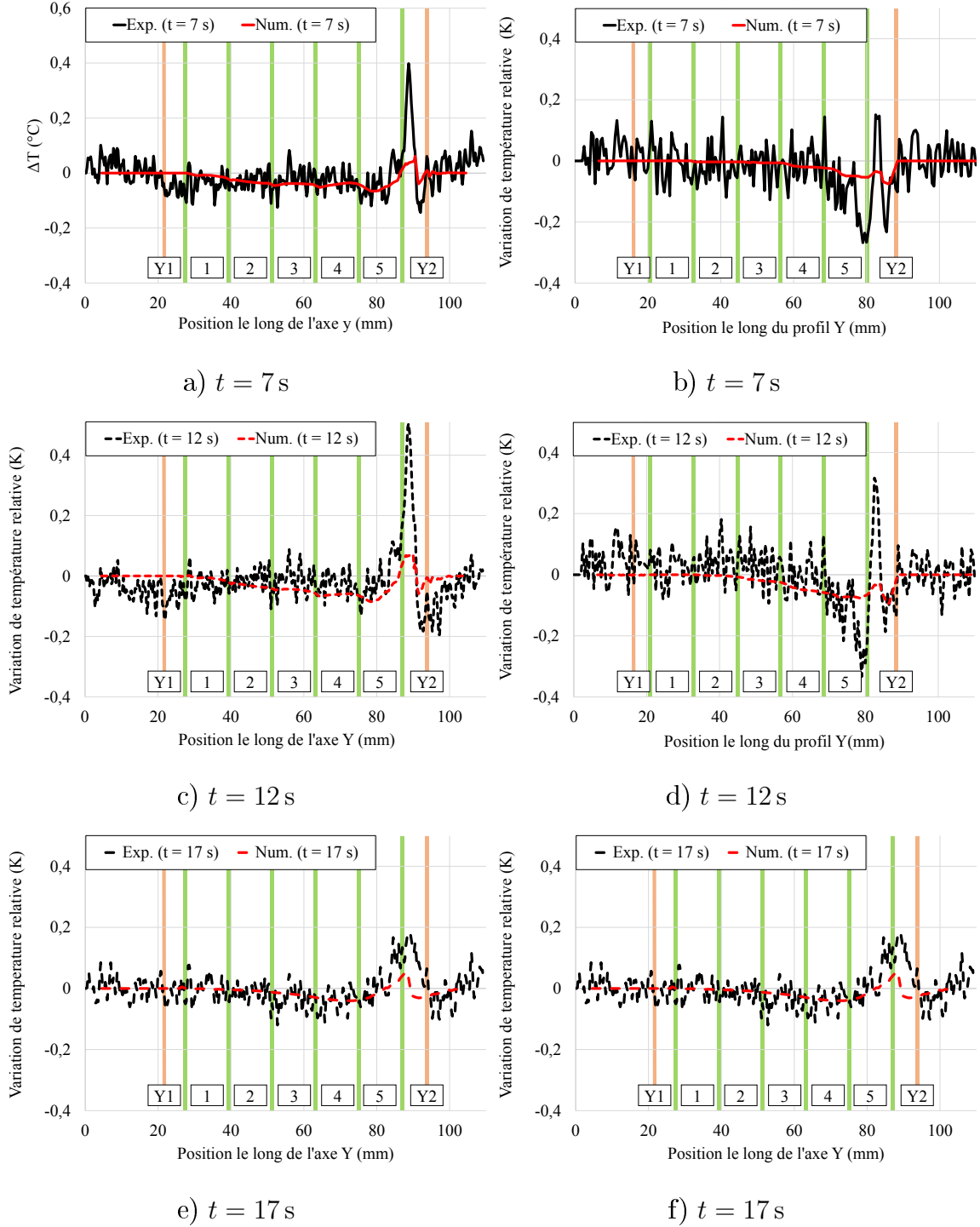
ici, ce qui limite théoriquement les échanges à leurs interfaces. L'origine du phénomène précité tient donc alors en l'ampleur des contrastes de conductivités et diffusivités entre le joint et le composite. En effet, on a ici :

$$\lambda^{BN} = 1,5\lambda_X^{comp}, \lambda^{film} = \frac{\lambda_X^{comp}}{4,5}; d^{BN} = 1,1d_X^{comp}, d^{film} = \frac{d_X^{comp}}{3} \quad (4.5)$$

les rapports en terme de chaleur volumique  $\rho C_p$  étant dans la même gamme :  $(\rho C_p)^{BN} = 1,3(\rho C_p)^{comp}$ ,  $(\rho C_p)^{film} = \frac{(\rho C_p)^{comp}}{1,4}$ . En d'autres termes, le film adhésif est plus isolant vis-à-vis du composite que la matrice chargée n'est conductrice, ce qui limite l'amplitude des variations  $|\Delta T_2|$  dans le second cas. Pour améliorer cet aspect, c'est-à-dire exacerber la réponse du joint, il conviendra par conséquent de concevoir le matériau joint de façon à ce qu'il transmette le maximum de chaleur (forte conductivité) en générant le moins d'absorption aux interfaces (effusivité proche du composite).

La confrontation des simulations numériques (utilisant les propriétés mesurées pour la matrice chargée, Tableau 4.7 pour  $f_a = 18\%$ ) avec les données expérimentales montre à nouveau une bonne corrélation globale au cours de la phase de chauffe et lors de l'homogéné-

néisation de la température au sein de l'éprouvette (Figure 4.16). Toutefois, les différences entre les deux drapages étudiés sont à nouveau très ténues, et l'analyse de l'influence de l'anisotropie des matériaux composites nécessiterait en premier lieu l'obtention de variations  $|\Delta T_2|$  plus élevées.



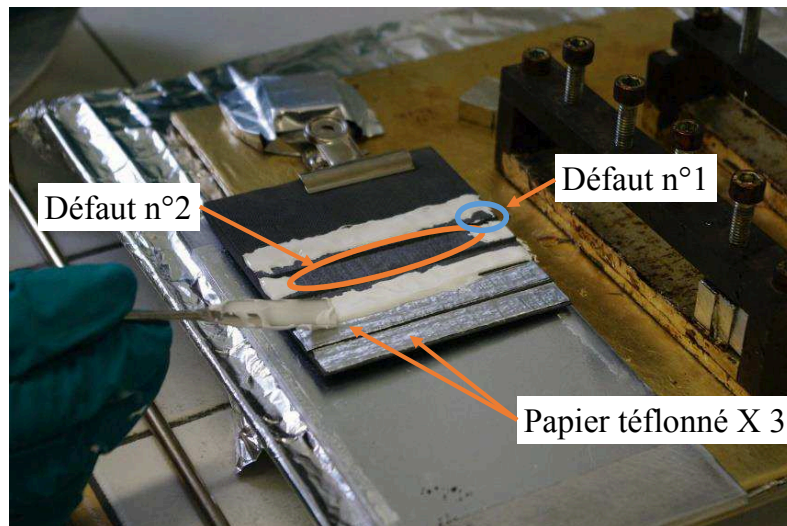
**FIGURE 4.16** – Variation de température relative  $\Delta T_2(t_i)$  selon le profil Y pour les composites à  $[0]_{18}$  (a, c et e) et à  $[0/90/0]_6$  réparés (b, d et f) (joint chargé, sans défaut)

### Composites réparés avec défauts

Pour conclure cette analyse, nous avons souhaité reproduire la présence d'un défaut tel que le kiss-bonding au sein de l'éprouvette réparée. Pour cela, nous avons procédé à un collage partiel pour une éprouvette composite à  $[0/90/0]_6$ . Ainsi, la colle chargée n'a volontairement pas été appliquée sur deux zones (Figure 4.17) :

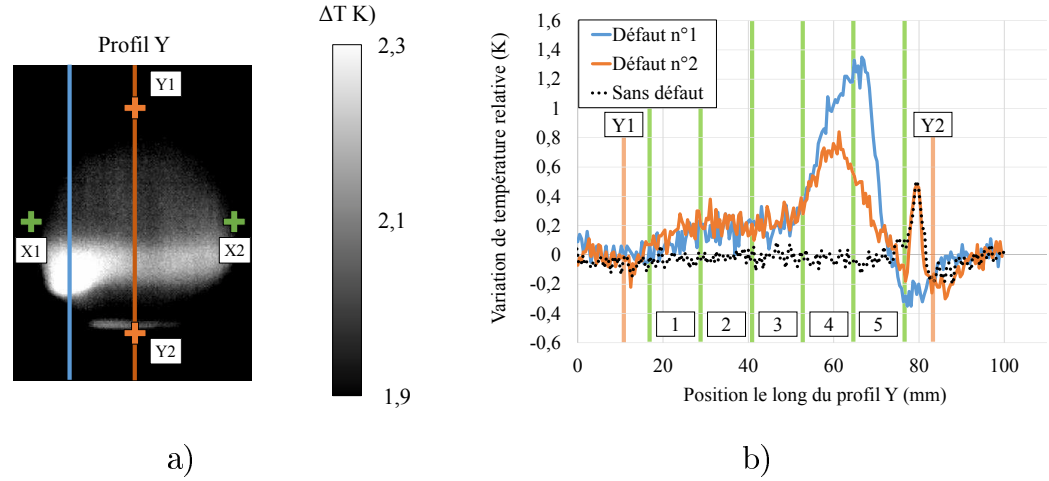
- l'une de petite taille au niveau de l'extrémité de la marche (5), soit à une profondeur de 0,78 mm (défaut n° 1),
- l'autre sur pratiquement toute la zone centrale -de la marche (4), soit à une profondeur de 1,56 mm (défaut n° 2).

Bien que la géométrie des défauts ne puisse pas être contrôlée en raison du fluage de la colle lors de la pose du coupon supérieur, cette technique permet de représenter un défaut de collage réel.



**FIGURE 4.17** – Préparation d'une éprouvette réparée avec défauts de collage

La procédure de CND par TIR active permet clairement de détecter ces défauts de collage. Les zones d'accroissements de température induits par le comportement isolant des défauts apparaissent très nettement sur les thermogrammes au travers d'importants gradients de température locaux, et ce y compris sur les variations de température  $\Delta T$  (Figure 4.18-a). Comparativement au cas sans défaut, l'analyse des variations de températures relatives  $\Delta T_2$  dans les zones défectueuses est encore plus concluante, avec des élévations locales de l'ordre de 1,2 K (défaut n° 1, le plus proche de la surface) et 0,7 K (défaut n° 2, Figure 4.18-b). Le protocole expérimental développé, associé à l'optimisation matériau du joint structural, permet donc bien une amélioration du CND des composites réparés. Notons que le fait d'exacerber la réponse du joint pourrait permettre également de quantifier à l'avenir l'étendue du défaut avec davantage de précision.



**FIGURE 4.18** – Influence de la présence de défauts dans le joint de collage pour le composite à  $[0/90/0]_6$  réparé (joint chargé) - Variation de la température de surface  $\Delta T(t_l)$  (a), variation de température relative  $\Delta T_2(t_l)$  selon le profil Y (b)

### 4.3 Conclusions

Ce dernier chapitre a été dédié à l'exploration de nouvelles pistes visant à améliorer la visibilité du joint de collage et de ses défauts au sein de structures composites réparées. Si certaines optimisations quant à la détection en profondeur sont liées au choix et au réglage de la source de sollicitation, les résultats les plus intéressants ont été obtenus grâce à la formulation d'un nouveau matériau joint chargé en additifs conducteurs. Les bénéfices apportés par cette idée ont pu être démontrés et ouvrent de larges champs de recherches au niveau de la conception des matériaux dans le domaine du collage.



---

# Conclusion et perspectives

L'étude présentée dans ce mémoire a permis de contribuer au développement des réparations par collage structural de structures aéronautiques primaires en matériaux composites au travers de la mise en place d'une nouvelle procédure de CND par thermographie infrarouge. Cette étude s'est déroulée en trois phases distinctes.

La première phase de cette étude a été consacrée au développement d'un banc expérimental spécifique permettant l'étude d'assemblages collés dont les différents éléments constitutifs présentent un faible contraste de propriétés thermiques. Pour ce faire, une forte attention a été portée à la maîtrise de la stimulation thermique en contrôlant notamment sa distribution, sa localisation et sa durée mais également aux conditions aux limites appliquées à l'éprouvette. Le problème thermique a ainsi pu être modélisé de manière cohérente sans avoir recours à des facteurs correctifs, la méthode de l'identification inverse permettant de déterminer certaines données. Appliquées au cas de matériaux composites sains (présentant différentes symétries matérielles,  $[0]_{18}$  et  $[0/90/0]_6$ ), les simulations numériques ont alors montré une très bonne corrélation avec les mesures expérimentales, tant au niveau de l'évolution temporelle de la réponse thermique qu'au niveau de sa répartition spatiale. Cette étape nous a permis de valider la procédure expérimentale ainsi que la modélisation pour aborder l'étude d'éprouvettes réparées.

Dans une deuxième partie, les matériaux composites ont été usinés par jet d'eau abrasif sous formes de marches d'escalier, assemblés par l'intermédiaire de film adhésif (époxyde) puis soumis au nouveau protocole d'essais. Les résultats expérimentaux ont permis d'observer l'influence du joint structural sur la réponse thermique de l'assemblage, qui cependant ne reste accessible qu'à faible profondeur du fait des modestes gradients de température surfaciques engendrés. Afin de pouvoir mieux appréhender les phénomènes, le modèle numérique pour matériaux sains a été complété de la représentation de la réparation collée. Par la suite, nous avons proposé un post-traitement des données expérimentales et numériques pour exacerber la réponse du joint, qui montre également la bonne concordance à nouveau entre les résultats expérimentaux et numériques.

Sur la base de ces résultats encourageants, nous avons souhaité dans une dernière étape améliorer l'accès à l'information en profondeur ainsi que la qualification du collage. L'influence de la sollicitation thermique a tout d'abord été étudiée sur le plan numérique, permettant de mettre en évidence la capacité de légers ajustements. Nous nous sommes ensuite intéressés à une autre solution visant à modifier la signature infrarouge du joint

structural. Le modèle numérique nous a ainsi aidé à concevoir un matériau de collage capable de mettre en exergue des défauts tels que le kiss-bonding au sein du joint de réparation. Ce travail a abouti à la formulation d'un nouveau matériau joint chargé en additifs conducteurs (nitrure de bore), dont les performances ont été démontrées numériquement et expérimentalement.

Les perspectives associées à ce travail de thèse sont nombreuses. Une fois les conditions de sollicitations optimisées (en particulier la puissance de stimulation), il serait intéressant notamment d'améliorer l'analyse des signaux au travers de méthodes de post-traitement plus complexes (par exemple comme la transformée rapide de Fourier). Sur le plan matériau, des travaux concernant la formulation du joint de collage devraient être envisagés (type d'additifs, morphologie des particules,..) de façon à pouvoir augmenter encore la conductivité du joint et les contrastes par rapport au matériau sain. Enfin, compte tenu du caractère structural, l'étude de la tenue mécanique des assemblages avec joint chargé en statique et surtout fatigue constituera la prochaine étape vers la certification.

---

# Bibliographie

- (2008). AITM6-7006 : Computed tomography with X-rays.
- (2009). AITM6-7002 : Radiographic inspection-general.
- ABAQUS 6.13 (2015a). Abaqus 6.13 documentation. 6.5.2 Uncoupled heat transfer analysis.
- ABAQUS 6.13 (2015b). Abaqus 6.13 documentation. 28.1.4 Three-dimensional solid element library.
- ABYZOV, A., KIDALOV, S. et SHAKHOV, F. (2012). Filler-matrix thermal boundary resistance of diamond-copper composite with high thermal conductivity. *Physics of the Solid State*, 54(1):210–215.
- ACCURATUS.COM (2016). Ceramic Materials and Ceramic Components.
- ADAMS, R. (1990). The non destructive evaluation of bonded structures. *Construction and Building Materials*, 4(1):3–8.
- ADAMS, R. et DRINKWATER, B. (1997). Nondestructive testing of adhesively-bonded joints. *NDT & E International*, 30(2):93–98.
- AIRBUS (2006). Structural repair manual A330, Technical data support and services. Rapport technique, Airbus.
- AKTAS, A., GOWER, M., SHAW, R., SIMPSON, R., WRIGHT, L., GNANIAH, S., CHAPMAN, L. et PILKINGTON, G. (2015). Non destructive testing of defects in thick composites by means of pulse and lock in thermography techniques. *In Proceedings of the 20<sup>th</sup> International Conference on Composite Materials (ICCM20)*, Copenhaguen (Denmark). 19-24 July.
- ALBEDAH, A., BOUIADJRA, B., AMINALLAH, L., ES-SAHEB, M. et BENYAHIA, F. (2011). Numerical analysis of the effect of thermal residual stresses on the performances of bonded composite repairs in aircraft structures. *Composites Part B : Engineering*, 42(3):511–516.
- ALL METAL SERVICES (2015). <http://www.allmetal.co.uk/NickelAlloys.aspx>.



- AMELI, A., PAPINI, M. et SPELT, J. (2011). Hygrothermal degradation of two rubber-toughened epoxy adhesives : Application of open-faced fracture tests. *International Journal of Adhesion and Adhesives*, 31(1):9–19.
- AMENABAR, I., MENDIKUTE, A., LÓPEZ-ARRAIZA, A., LIZARANZU, M. et AURRE-KOETXEA, J. (2011). Comparison and analysis of non-destructive testing techniques suitable for delamination inspection in wind turbine blades. *Composites Part B : Engineering*, 42(5):1298–1305.
- AMINALLAH, L., ACHOUR, T., BOUIADJRA, B., SERIER, B., AMROUCHE, A., FEAUGAS, X. et BENSSEDIQ, N. (2009). Analysis of the distribution of thermal residual stresses in bonded composite repair of metallic aircraft structures. *Computational Materials Science*, 46(4):1023–1027.
- ARMSTRONG, K. B., BEVAN, L. G. et COLE, W. F. (2005). *Care and repair of advanced composites*. Society of Automotive Engineers International, Commonwealth Dr Warrendale, PA 15086-0001 USA.
- AVDELIDIS, N., ALMOND, D., DOBBINSON, A., HAWTIN, B., IBARRA-CASTANEDO, C. et MALDAGUE, X. (2004). Aircraft composites assessment by means of transient thermal NDT. *Progress in Aerospace Sciences*, 40(3):143–162.
- AVDELIDIS, N., MOROPOULOU, A. et MARIOLI, Z. R. (2003). The technology of composite patches and their structural reliability inspection using infrared imaging. *Progress in aerospace Sciences*, 39(4):317–328.
- AZMIR, M. et AHSAN, A. (2008). Investigation on glass/epoxy composite surfaces machined by abrasive water jet machining. *Journal of Materials Processing Technology*, 198(1-3):122–128.
- BADEL, P. (2008). *Analyse mésoscopique du comportement mécanique des renforts tissés de composites utilisant la tomographie aux rayons X*. Thèse de doctorat, Institut National des Sciences Appliquées de Lyon.
- BAKER, A. (2006). Development of a hard-patch approach for scarf repair of composite structure. Technical report, Defence Science and Technology Organisation Victoria, Air Vehicles Division (Australia).
- BAKER, A., GUNNION, J. A. et WANG, J. (2015). On the certification of bonded repairs to primary composite aircraft components. *The Journal of Adhesion*, 91(1-2):4–38.
- BALAGEAS, D., CHAPUIS, B., DEBAN, G. et PASSILLY, F. (2010). Improvement of the detection of defects by pulse thermography thanks to the TSR approach in the case of a smart composite repair patch. *Quantitative InfraRed Thermography Journal*, 7(2):167–187.

- BAREEN, J. (2009). Study on visual inspection of composite structures. Rapport technique, European Aviation Safety Agency. EASA report 2007/3.
- BATES, D., SMITH, G., LU, D. et HEWITT, J. (2000). Rapid thermal non-destructive testing of aircraft components. *Composites Part B : Engineering*, 31(3):175–185.
- BENYAHIA, F., ALBEDAH, A. et BACHIR, B. (2014). Elliptical and circular bonded composite repair under mechanical and thermal loading in aircraft structures. *Materials Research*, 17:1219–1225.
- BIANCHI, A., FAUTRELLE, Y. et ETAY, J. (2004). *Transferts thermiques*. Agence universitaire de la Francophonie, Presses polytechniques et universitaires romandes, Lausanne (Suisse).
- BRAULT, R. (2013). *Etude du comportement mécanique des matériaux composites par corrélation volumique : Application à l'analyse des effets du cisaillement transverse*. Thèse de doctorat, Institut National Polytechnique de Toulouse.
- BUSCA, D. (2014). *Identification du comportement de composite en fatigue bi-axiale*. Thèse de doctorat, Institut National Polytechnique de Toulouse.
- CAMINERO, M., LOPEZ-PEDROSA, M., PINNA, C. et SOUTIS, C. (2013). Damage monitoring and analysis of composite laminates with an open hole and adhesively bonded repairs using digital image correlation. *Composites Part B : Engineering*, 53:76–91.
- CAMINERO, M., PAVLOPOULOU, S., LOPEZ-PEDROSA, M., NICOLAISSE, B., PINNA, C. et SOUTIS, C. (2012). Analysis of adhesively bonded repairs in composites : Damage detection and prognosis. *Composite Structures*, 95:500–517.
- CAMPILHO, R., de MOURA, M., RAMANTANI, D., MORAIS, J. et DOMINGUES, J. (2009). Tensile behaviour of three-dimensional carbon-epoxy adhesively bonded single and double-strap repairs. *International Journal of Adhesion and Adhesives*, 29(6):678–686.
- CÉNAC, F., COLLOMBET, F., DÉLÉRIS, M. et ZITOUNE, R. (2009). *Machining Composite Materials*, chapitre Abrasive water jet machining of composites, pages 167–180. ISTE, Wiley, London (United Kingdom).
- CHARTIER, G. (1997). *Manuel d'optique*. Hermès, Paris (France).
- CHRYSOCHOOS, A., CHEZEAUX, J. et CAUMON, H. (1989). Analyse thermomécanique des lois de comportement par thermographie infrarouge. *Revue de Physique Appliquée*, 24(2):21–255.
- CLERJAUD, L. (2010). *Méthode d'hétérodynage pour la caractérisation de propriétés thermophysiques par thermographie infrarouge dans une large gamme spatiale et temporelle*. Thèse de doctorat, Université de Bordeaux 1.

- COLLOMBET, F., CROUZEIX, L., CÉNAC, F., GRUNEVALD, Y., DAVILA, Y., CERISIER, A. et DOUCHIN, B. (2013). Usinage par jet d'eau abrasif pour la réparation de pièces composites primaires aéronautiques. *Revue des composites et des matériaux avancés*, 3:459–482.
- CROUZEIX, L., DAVILA, Y., COLLOMBET, F., DOUCHIN, B., GRUNEVALD, Y., ZITOUNE, R. et CÉNAC, F. (2012). Study of a double step lap composite repair on CFRP evaluators. In *15<sup>th</sup> European Conference on Composite Materials*, Venice (Italy). 24-28 June.
- DALIBART, M. et SERVANT, L. (2000). Spectroscopie dans l'infrarouge. *Techniques de l'Ingénieur, traité Analyse et Caractérisation*, P2845.
- DAS, S., PUTRA, N. et ROETZEL, W. (2003). Temperature dependence of thermal conductivity enhancement for nanofluids. *American Society of Mechanical Engineers*, 125(4).
- DAVIS, M. et BOND, D. (1999). Principles and practices of adhesive bonded structural joints and repairs. *International Journal of Adhesion and Adhesives*, 19(2-3):91–105.
- DESSARTHE, A. (1997). Usinage des composites. *Techniques de l'ingénieur Plasturgie : procédés spécifiques aux composites*, AM5215.
- DISK, H. (2016). Hot disk : Instrument idéal pour des mesures rapides et fiables de conductivité thermique et diffusivité thermique. <http://www.thermoconcept-sarl.com/index.php/fr/produits-caracterisation-thermique-cnd/analyseur-conductivite-thermique-hot-disk/conductivite-thermique-hot-disk>.
- FAYE, J. et WAGNER, V. (2015). Introduction aux transferts thermiques. Ecole Nationale d'Ingénieurs de Tarbes.
- FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION (1984). Composite aircraft structure. Rapport technique 20-107B.
- FOLKES, J. (2009). Waterjet - An innovative tool for manufacturing. *Journal of Materials Processing Technology*, 209(20):6181–6189.
- FRAMEZELLE, G., LEPILLER, F., HATSCH, J. et REMOND, S. (2011). Contrôle non destructif de structures composites pour l'aéronautique. In *Cofrend*, Dunkerque (France). 24-27 mai.
- FUALDES, C. et THÉVENIN, R. (2006). Damage tolerance methodology maintenance & repair validation. Rapport technique, Federal Aviation Administration.
- GARNIER, C. (2011). *Etude du comportement dynamique des structures composites réalisées par LRI : application à l'impact et à la fatigue*. Thèse de doctorat, Institut National Polytechnique de Toulouse.

- GASKA, K., RYBAK, A., KAPUSTA, C., SEKULA, R. et SIWEK, A. (2012). A study of thermal conductivity of boron-nitride epoxy-matrix composite. *In 15<sup>th</sup> European Conference on Composite Materials*, Venice (Italy). 24-28 June.
- GAUSSORGUES, G., MICHERON, F., POCHOLLE, J. et MEYZONNETTE, J. (1996). Détecteurs infrarouges. *Techniques de l'ingénieur. Electronique*, E4060.
- GENEST, M., MARTINEZ, M., MRAD, N., RENAUD, G. et FAHR, A. (2009). Pulsed thermography for non-destructive evaluation and damage growth monitoring of bonded repairs. *Composite Structures*, 88(1):112–120.
- GOIDESCU, C., WELEMANE, H., GARNIER, C., FAZZINI, M., BRAULT, R., PÉRONNET, E. et MISTOU, S. (2013). Damage investigation in CFRP composites using full-field measurement techniques : Combination of digital image stereo-correlation, infrared thermography and X-ray tomography. *Composites Part B : Engineering*, 48:95–105.
- GOULIOS, G. et MARIOLI-RIGA, Z. (2001). Composite patch repairs for commercial aircraft : COMPRES. *Air & Space Europe*, 3(3-4):143–147.
- HARMAN, A. B. et WANG, C. H. (2006). Improved design methods for scarf repairs to highly strained composite aircraft structure. *Composite Structures*, 75(1-4):132–144.
- HASHISH, M. (2010). AWJ trimming of 787 composite stringers. *In Conference SAMPE 2010*, pages 17–20, Seattle (USA).
- HAUTIER, M. (2010). *Analyse des réparations des matériaux composites : mise en œuvre d'un procédé par infiltration et l'étude du comportement mécanique*. Thèse de doctorat, Université Toulouse 3-Paul Sabatier.
- HEXCEL (2012). Hexply M10R, product data.
- HOT DISK (2015). Tps 2500 s hot disk thermal constants analyser.
- HSU, D. K. (2008). Non destructive inspection of composite structure : methods and practice. *In 17<sup>th</sup> World Conference on Nondestructive Testing*, Shanghai (China). October 27-28.
- HYUNBUM, P. et CHANGDUK, K. (2013). Experimental study on barely visible impact damage and visible impact damage for repair of small aircraft composite structure. *Aerospace Science and Technology*, 29(1):363–372.
- JANNOT, Y. (2012). Transferts thermiques. Ecole des Mines de Nancy.
- JUÁREZ, D., FERRAND, S., FENOLLAR, O., FOMBUENA, V. et BALART, R. (2011). Improvement of thermal inertia of styrene-ethylene/butylene-styrene (SEBS) polymers by addition of microencapsulated phase change materials (PCMs). *European Polymer Journal*, 47(2):153–161.

- KALAFAT, S., ZELENYAK, A. et SAUSE, M. (2015). In-situ monitoring of composite failure by computing tomography and acoustic emission. *In 20<sup>th</sup> International Conference on Composite Materials*, Copenhagen (Denmark). July 19-24.
- KATNAM, K., SILVA, L. D. et YOUNG, T. (2013). Bonded repair of composite aircraft structures : A review of scientific challenges and opportunities. *Progress in Aerospace Sciences*, 61:26–42.
- KATUNIN, A., DRAGAN, K. et DZIENDZIKOWSKI, M. (2015). Damage identification in aircraft composite structures : A case study using various non-destructive testing techniques. *Composite Structures*, 127:1–9.
- KIM, H., DEFRANCISCI, G. K. et CHEN, Z. M. (2014). Ground vehicle blunt impact damage formation to composite aircraft structures. *Advanced Composite Materials*, 23(1):53–71.
- KOHLI, D. (1999). Improved 121°C curing epoxy film adhesive for composite bonding and repair applications : Fm® 300-2 adhesive system. *International Journal of Adhesion and Adhesives*, 19(2-3):231–242.
- KRISHNAPILLAI, M., JONES, R., MARSHALL, I., BANNISTERAND, M. et RAJIC, N. (2005). Thermography as a tool for damage assessment. *Composite Structures*, 67(2):149–155.
- KULEKCI, M. (2002). Processes and apparatus developments in industrial waterjet applications. *International Journal of Machine Tools and Manufacture*, 42(12):1297–1306.
- LA ROSA, G. et RISITANO, A. (2000). Thermographic methodology for rapid determination of the fatigue limit of materials and mechanical components. *International Journal of Fatigue*, 22(1):65–73.
- LAGREE, P. (2015). Cours de thermique de l'école MECAVENIR.
- LEE, G., PARK, M., KIM, J., LEE, J. et YOON, H. (2006). Enhanced thermal conductivity of polymer composites filled with hybrid filler. *Composites Part A : Applied Science and Manufacturing*, 37(5):727–734.
- LI, J., XUE, P., DING, W., HAN, J. et SUN, G. (2009). Micro-encapsulated paraffin/high-density polyethylene/wood flour composite as form-stable phase change material for thermal energy storage. *Solar Energy Materials and Solar Cells*, 93(10):1761 – 1767.
- LIU, D., TANG, Y. et CONG, W. (2012). A review of mechanical drilling for composite laminates. *Composite Structures*, 94(4):1265–1279.
- LIU, S., GUO, E., LEVIN, V., LIU, F., PETRONYUK, Y. et ZHANG, Q. (2006). Application of pulse acoustic microscopy technique for 3D imaging bulk microstructure of carbon fiber-reinforced composites. *Ultrasonics*, 44, supplement:e1037–e1044.

- LIZARANZU, M., LARIO, A., CHIMINELLI, A. et AMENABAR, I. (2015). Non-destructive testing of composite materials by means of active thermography-based tools. *Infrared & Technology*, 71:113–120.
- MAILLARD, S., CADITH, J., WALASKEZ, H., DILLENZ, A. et BODNAR, J. (2008). La thermographie infrarouge stimulée, une nouvelle technique de contrôle sur les lignes de production. *In COFREND*, Dunkerque (France). 24-27 mai.
- MALDAGUE, X. (1993). *Non destructive evaluation of materials by infrared thermography*. Springer-Verlag, London (United Kingdom).
- MARCHIO, D. et REBOUX, P. (2008). *Introduction aux transferts thermiques*. Trefle Communication, Paris (France).
- MITCHELL, K., POUDEL, A., LI, S., CHU, T. et MATTINGLY, D. (2013). Nondestructive evaluation of composite repairs. *In Proceedings of ASNT 2013 Fall Conference, Las Vegas (USA)*. November 4-7.
- MONTESANO, J., FAWAZ, Z. et BOUGHERARA, H. (2013). Use of infrared thermography to investigate the fatigue behavior of a carbon fiber reinforced polymer composite. *Composite Structures*, 97:76–83.
- MUNOZ, V. (2015). *Identification des mécanismes d’endommagement de stratifiés carbone-époxyde par couplage de l’émission acoustique et de la thermographie infrarouge*. Thèse de doctorat, Institut National Polytechnique de Toulouse.
- MUNOZ, V., PERRIN, M., PASTOR, M., WELEMANE, H., CANTAREL, A. et KARAMA, M. (2013). Application of non destructive testing to the detection of aeronautical defects in composite structures. *Nonconventional Technologies Review*, 4:58–64.
- OLYMPUS (2008). *Ultrasonic Transducers for Nondestructive Testing*.
- PAJANI, D. (2013). Thermographie principes et mesure. *Techniques de l’ingénieur Mesure de température*, R2740.
- PANAGIOTIDIS, D. (2007). *Adhesively bonded composite repairs in marine application and utility model for selection of their non destructive evaluation*. Thèse de doctorat, Massachusetts Institute of Technology (USA).
- PANDEY, P. et KUMAR, S. (2010). Adhesive-bonded patch repair with composites. *Defence Science Journal*, 60(3):320–329.
- PASTOR, M. (2007). *Contribution à l’étude en fatigue de structures en aluminium renforcées par patches composites*. Thèse de doctorat, Université Blaise Pascal - Clermont-Ferrand II.

- PÉRONNET, E. (2012). *Identification expérimentale du comportement d'un fuselage composite : détection de défauts par mesures de champs*. Thèse de doctorat, Institut National Polytechnique de Toulouse.
- POTET, P. (2004). Connaissez vous la vibrothermographie ? *Mesures*, 768(64-66).
- POUDEL, A., MITCHELL, K. R., CHU, T. P., NEIDIGK, S. et JACQUES, C. (2016). Non-destructive evaluation of composite repairs by using infrared thermography. *Journal of Composite Materials*, 50(3):351–363.
- RADIO SPARE (2016). Radio Spare Profile 8 40x40 light, product data.
- REINE, B. (2014). *Etude et simulation de la conductivité thermique de matériaux composites à matrice organique chargée et renforcée de fibres de carbone PITCH*. Thèse de doctorat, Université Toulouse 3 Paul Sabatier.
- SCHROEDER, J., AHMED, T., CHAUDHRY, B. et SHEPARD, S. (2002). Non-destructive testing of structural composites and adhesively bonded composite joints : pulsed thermography. *Composites Part A : Applied Science and Manufacturing*, 33(11):1511–1517.
- SU, Z., YE, L. et LU, Y. (2006). Guided lamb waves for identification of damage in composite structures : A review. *Journal of Sound and Vibration*, 295(3-5):753–780.
- SUSA, M., IBARRA-CASTANEDO, C., MALDAGUE, X. et BENDADA, A. (2007). Pulse thermography applied on a complex structure sample : comparison and analysis of numerical and experimental results. *In IV Pan American Conference for Non Destructive Testing 2007*, Buenos Aires (Argentina). October 22-26.
- TAINE, J. et PETIT, J. (1995). *Cours et données de base, Transferts thermiques, Mécanique des fluides anisothermes*. Dunod, Paris (France).
- TASHAN, J. et AL-MAHAIDI, R. (2014). Bond defect detection using PTT IRT in concrete structures strengthened with different CFRP systems. *Composite Structures*, 111:13–19.
- THIERY, C. (2016). Tomographie à rayons X. *Techniques de l'ingénieur CND : méthodes globales et volumiques*, P950.
- TOMBLIN, J., SALAH, L., WELCH, J. et BORGMAN, M. (2004). *Bonded repair of aircraft composite sandwich structures*. Dot/faa/ar-03/74.
- TSAO, C., HOCHENG, H. et CHEN, Y. (2012). Delamination reduction in drilling composite materials by active backup force. *CIRP Annals - Manufacturing Technology*, 61(1):91–94.
- USA DEPARTMENT OF DEFENSE (2002). *Composite Material Handbook, polymer matrix composites material usage design and analysis*, volume 3.

- VALÈS, B., MUNOZ, V., WELEMANE, H., PASTOR, M., TRAJIN, B., PERRIN, M., CANTAREL, A. et KARAMA, M. (2016). Heat source estimation in anisotropic materials. *Composite Structures*, 136:287–296.
- WANG, C., GOH, J., AHAMED, J., GLYNN, A. et GEORGIADIS, S. (2011). Damage tolerance analysis of adhesively bonded repairs to composites structures. In *Proceedings of the 18<sup>th</sup> International Conference on Composite Materials (ICCM18)*, Jeju (Korea). 21-26 August.
- WANG, C. H. et GUNNION, A. J. (2009). Optimum shapes of scarf repairs. *Composites Part A : Applied Science and Manufacturing*, 40(9):1407–1418.
- WANG, J. (1999). Abrasive waterjet machining of polymer matrix composites - cutting performance, erosive process and predictive models. *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*, 15(10):757–768.
- WAUGH, R. (2014). *Development of infrared techniques for practical defect identification in bonded joints*. Thèse de doctorat, University of Southampton.
- WAUGH, R., DULIEU-BARTON, J. et QUINN, S. (2014). Modelling and evaluation of pulsed and pulse phase thermography through application of composite and metallic case studies. *NDT & E International*, 66:52–66.
- XIE, H., WANG, J., X, T., LIU, Y., AI, F. et WU, Q. (2002). Thermal conductivity enhancement of suspensions containing nanosized alumina particles. *Journal of Applied Physics*, 91(7):4568–4572.
- XU, Y. et CHUNG, D. (2000). Increasing the thermal conductivity of boron nitride and aluminum nitride particle epoxy-matrix composites by particle surface treatments. *Composite Interfaces*, 7(4):243–256.
- YAN, D., DRINKWATER, B. et NEILD, A. (2009). Measurement of the ultrasonic nonlinearity of kissing bonds in adhesive joints. *NDT & E International*, 42(5):459–466.
- ZHOU, W., QI, S., Q.A., ZHAO, H. et LIU, N. (2007a). Thermal conductivity of boron nitride reinforced polyethylene composites. *Materials Research Bulletin*, 42(10):1863–1873.
- ZHOU, W., QI, S., TU, C., ZHAO, H., WANG, C. et KOU, J. (2007b). Effect of the particle size of  $\text{Al}_2\text{O}_3$  on the properties of filled heat-conductive silicone rubber. *Journal of Applied Polymer Science*, 104(2):1312–1318.
- ZHU, B., MA, J., WU, J., YUNG, K. et XIE, C. (2010). Study on the properties of the epoxy-matrix composites filled with thermally conductive AlN and BN ceramic particles. *Journal of Applied Polymer Science*, 118(5):2754–2764.



ZITOUNE, R. et COLLOMBET, F. (2007). Numerical prediction of the thrust force responsible of delamination during the drilling of the long-fibre composite structures. *Composites Part A : Applied Science and Manufacturing*, 38(3):858–866.

---

## Annexes



---

## Annexe A

# Procédure de réalisation des éprouvettes de référence

Le matériau composite étudié dans cette thèse est un stratifié carbone époxy constitué de résine M10R (Hexcel) et de fibres T300 (Torayca) se présentant sous la forme de plis pré-imprégnés (les fibres sont directement mélangées à la résine). La procédure de fabrication des stratifiés est constituée de deux étapes, le drapage (Figure A.1) dont le but est la mise en forme du stratifié, puis la polymérisation qui permet le durcissement du stratifié et donc l'obtention du matériau final.

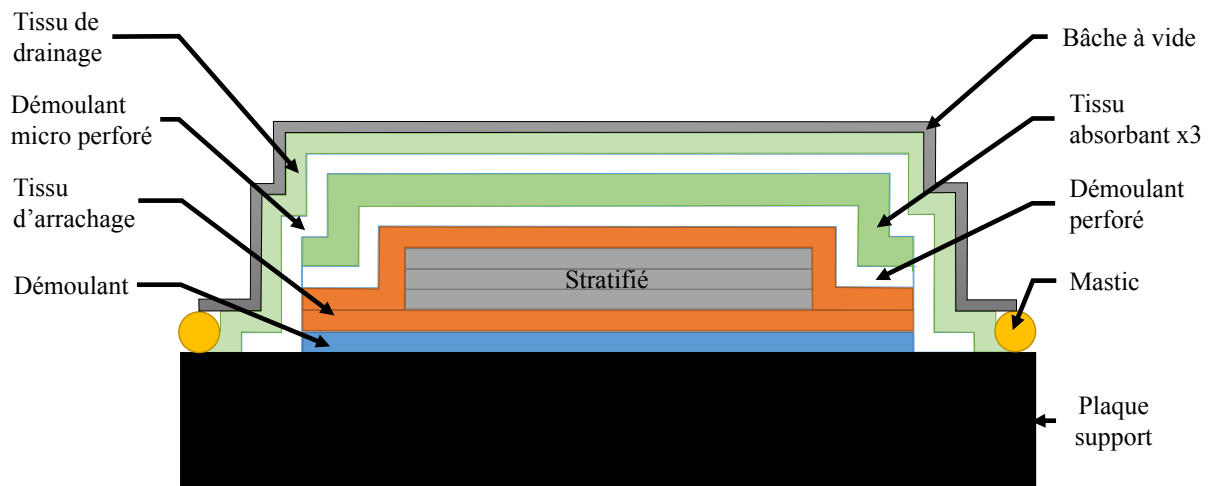


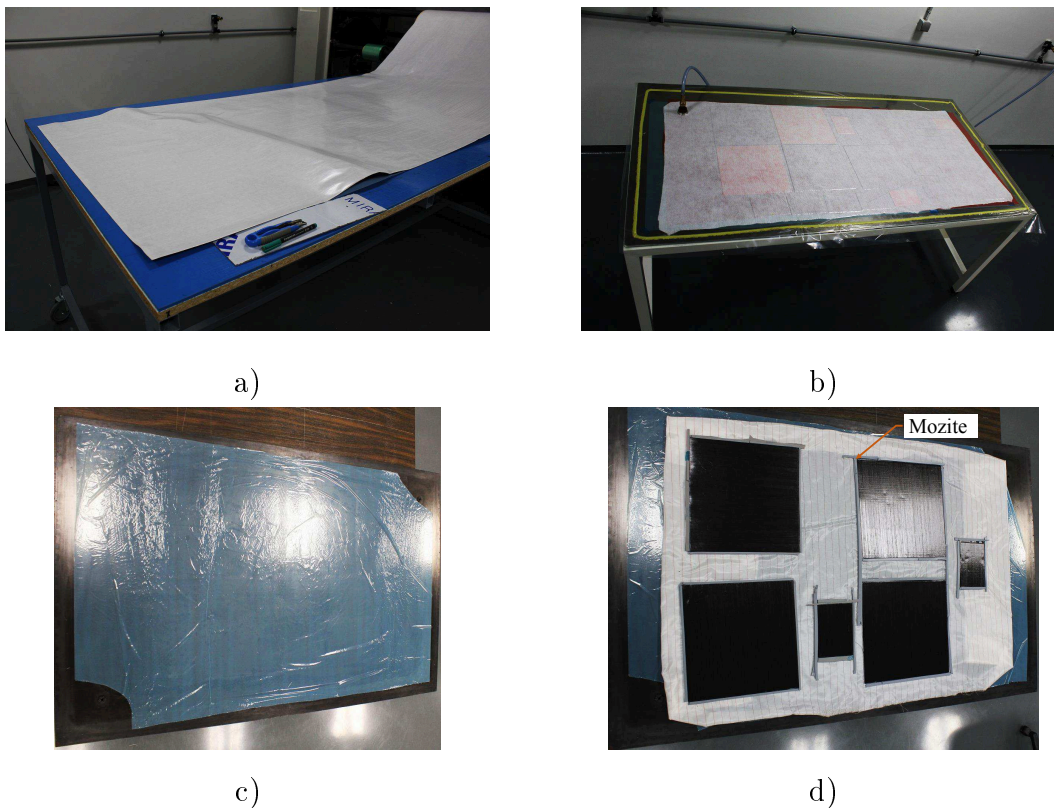
FIGURE A.1 – Schéma de principe du drapage d'un stratifié composite pré-imprégné

### A.1 Procédure de drapage du stratifié

Le drapage du stratifié peut être décomposé de la manière suivante et est illustré par les Figures A.2 et A.3 :

1. Les plis de composite sont découpés aux dimensions souhaitées (Figure A.2a) ;

2. Les plis sont compactés sous une bâche à vide par séries de 3 plis afin de chasser l'air emprisonné entre eux. Ces séries de plis sont ensuite assemblées et re-compactées pour former un stratifié de 18 plis (Figure A.2b) ;
3. Un film démoulant est mis en place sur la plaque support pour éviter que la résine qui s'échappera du stratifié lors de la polymérisation ne vienne se coller sur la plaque support (Figure A.2c) ;
4. Un tissu d'arrachage est mis en place et les stratifiés sont encadrés sur les bords par de la mozite pour éviter qu'ils ne fluent sur les bords (Figure A.2d) ;
5. Des thermocouples permettant le contrôle de la température de l'autoclave lors de la polymérisation sont intégrés à différents endroits (Figure A.3a) ;
6. Un second tissu d'arrachage est mis en place pour faciliter le démoulage du stratifié ainsi qu'un film de démoulant perforé pour permettre l'absorption de l'excédent de résine par le tissu absorbant (Figure A.3b) ;
7. Un tissu absorbant composé de 3 couches, puis un film démoulant micro-perforé et enfin un tissu de drainage sont déposés afin notamment de permettre l'absorption de l'air lors de la mise sous-vide (Figure A.3c) ;
8. La pose d'une bâche à vide termine le procédé et des pinces sont placées à intervalle régulier afin d'optimiser la dépression (Figure A.3d).



**FIGURE A.2** – Phases de drapage d'un stratifié composite prêt-imprégné composite (partie 1)

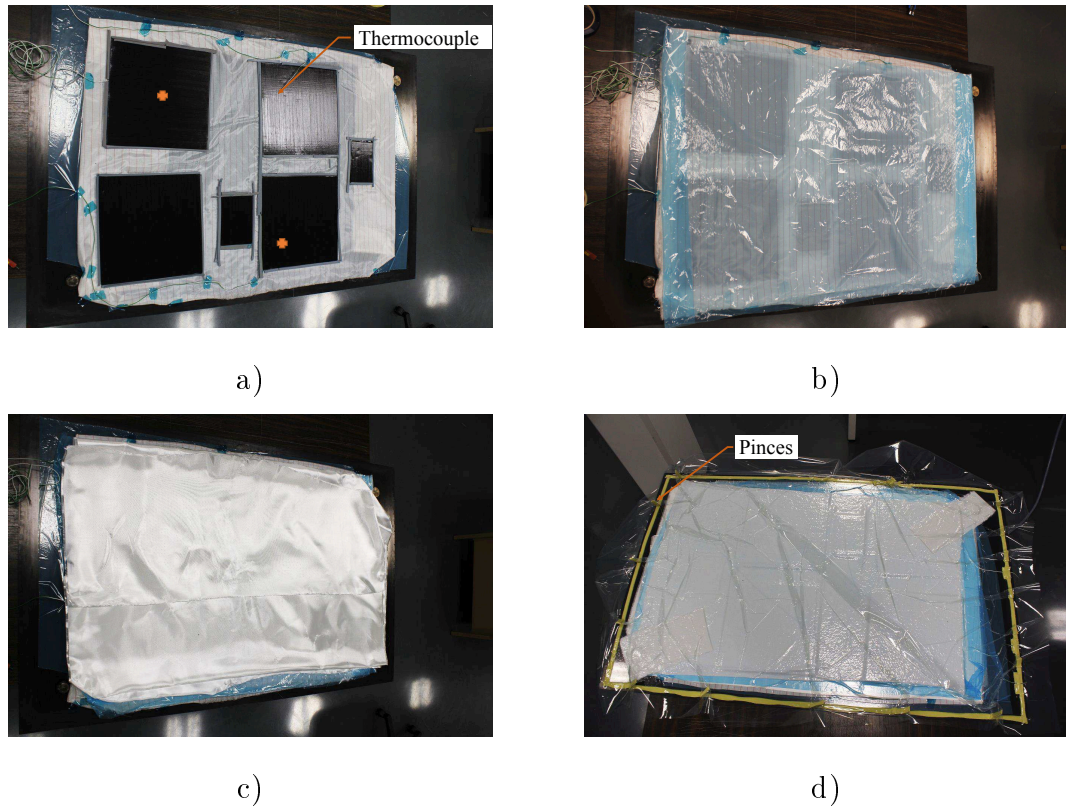


FIGURE A.3 – Phases de drapage d'un stratifié composite pré-impregné composite (partie 2)

## A.2 Cycle de polymérisation

Pour réaliser une polymérisation optimale en autoclave, les fournisseurs [Hexcel \(2012\)](#) préconisent d'utiliser une température de  $120^{\circ}\text{C}$ , une pression de 5 bar au sein de l'autoclave et une dépression 5 bar au sein de la bâche à vide. Les temps de montée et de descente en terme de température et de pression sont donnés à la Figure A.4.

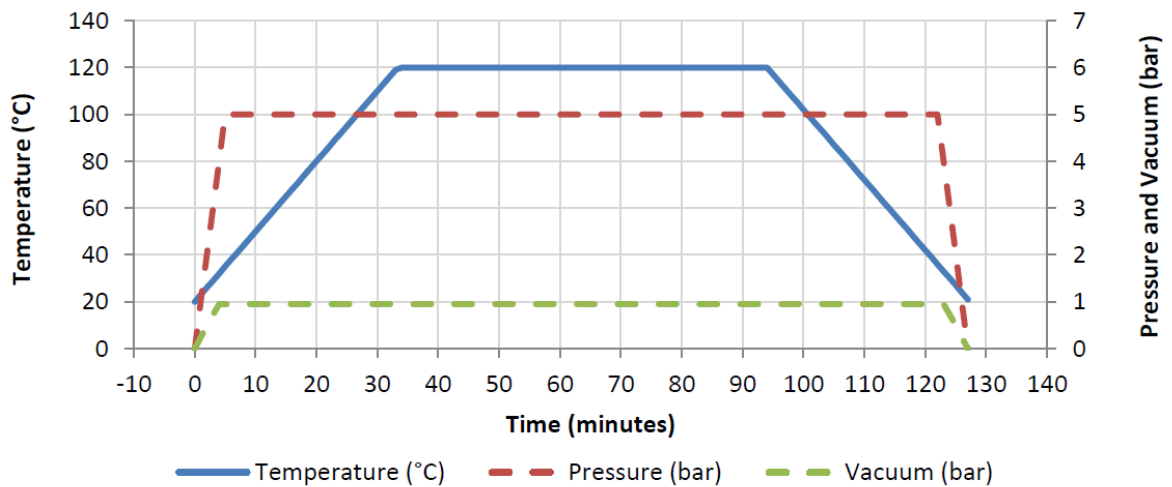


FIGURE A.4 – Cycle de polymérisation [Hexcel \(2012\)](#)

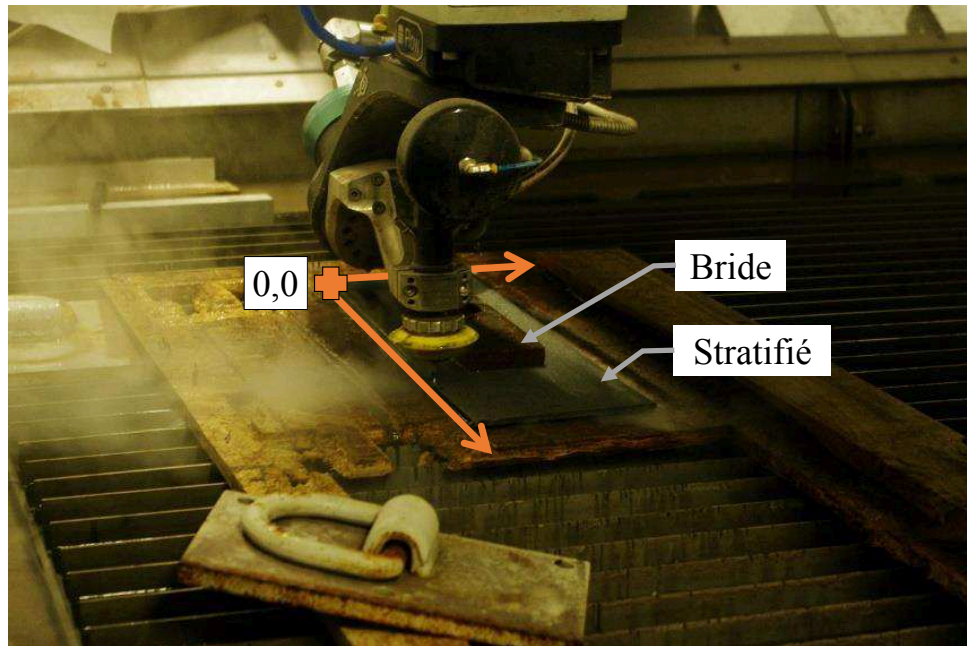
### A.3 Découpe des éprouvettes de référence

Une fois que les plaques de stratifiés composites polymérisées, celles-ci peuvent être découpées. Nous avons eu recours au procédé de découpe par jet d'eau abrasif qui permet de minimiser les endommagements liés à l'usinage et d'obtenir une découpe précise et rapide.

Le procédé de découpe comporte deux phases distinctes, le dessin des pièces à réaliser dont le but est de créer les trajectoires de pilotage de la machine jet d'eau, et la phase de réglage et de découpe.

Le tracé de la pièce est réalisé par le logiciel *Flowpath*<sup>®</sup>, qui convertit ensuite celui-ci en trajectoires de découpe. Il convient également de choisir une vitesse de découpe, exprimée en fonction de la vitesse maximale possible pour le matériau en question et l'épaisseur considérée (pour information, un rapport de vitesse de 20 % correspond à un très bon état de surface alors qu'un rapport de 40 % conduit à un état de surface acceptable. Dans le cas présent, un rapport de vitesse de 20 % a été retenu. Il reste enfin à régler le débit d'abrasif. L'abrasif est acheminé jusqu'à la buse de découpe par gravité et son débit est ajusté par l'intermédiaire d'une pastille percée en son centre. Le débit d'abrasif peut donc être modifié en changeant de pastille. On utilisera des pastilles différentes pour une découpe classique et pour une découpe anti-délaminage (considérée ici).

La machine est ensuite calibrée (Fig. A.5). Dans un premier temps, la position initiale (coordonnée 0,0) est définie. Le repère permettant de positionner le stratifié à usiner est ensuite découpé. Après avoir bridé la pièce et positionné la tête de découpe à 3 mm de la surface la plus haute à découper, le processus d'usinage peut finalement démarrer.



**FIGURE A.5** – Découpe d'un stratifié composite au jet d'eau abrasif (la coordonnée 0,0 correspond au repère créé par l'utilisateur sur la machine)

## A.4 Préparation de la surface analysée

La surface analysée de l'éprouvette de référence en Inconel présente initialement un bon état de surface du fait de son procédé d'obtention (laminage suivit d'un calibrage). Afin d'optimiser son émissivité (cf. 2.2.3) il est toutefois nécessaire de polir la surface de l'éprouvette qui sera analysée. A cette fin, un polissage progressif ( $P80$ ,  $P120$ ,  $P240$ ,  $P600$ ,  $P1200$ ,  $P2500$ ,  $P4000$ ) de la surface a été réalisé. L'application minutieuse d'une seule couche de peinture noire mate permet ensuite de réduire la réflectivité de la surface et de s'approcher de l'émissivité de corps noir (Figure A.6).



a) Epreuve après polissage



b) Epreuve après application de la peinture noire mate

**FIGURE A.6** – Préparation de la surface analysée de l'éprouvette de référence en Inconel



## A.5 Maîtrise des conditions aux limites (collage sur mousse isolante)

La surface qui recevra le collage est également polie (pour l'éprouvette en Inconel) dans le but d'augmenter sa capacité d'adhésion. Un nettoyage des surfaces (Inconel et matériaux composites) est ensuite réalisé à l'acétone pour éliminer toutes les impuretés qui pourraient nuire à la qualité du collage.

La résine époxyde (*SR1126*, fournisseur : Sicomin) est une colle à polymérisation à température ambiante qui nécessite l'utilisation d'un durcisseur (*SD8205*, fournisseur : Sicomin) comme agent déclencheur de la polymérisation. Une masse de durcisseur correspondant à 20 % de la masse de résine doit donc être ajouté à la résine avant de coller les éprouvettes sur la mousse isolante qui sert de support.

La procédure de collage détaillée ci-dessous nécessite le port de gant de protection et d'un masque filtrant dans le cas où le mélange et le collage ne sont pas réalisés sous hotte aspirante.

1. La masse de résine est transférée dans une coupelle téflonnée (ces coupelles sont systématiquement nettoyées préalablement à l'acétone) ;
2. La masse de résine est ajoutée (après une tare de la balance) ;
3. Le mélange ainsi obtenu est appliqué sur la surface de la mousse à coller à l'aide d'une spatule. Des bandes de papier téflonné sont au préalable insérées aux extrémités des éprouvettes pour garantir une épaisseur de colle de 0,1 mm (épaisseur du film) sur toute la zone collée ;
4. Les assemblages sont finalement placés dans des serre-joints pour les maintenir en position pendant la phase de polymérisation réalisée à température ambiante pendant 24 heures.

---

## Annexe B

# Modélisation des éprouvettes de référence en matériaux composites - Études de sensibilité

Afin de valider les différents paramètres du modèle numérique des éprouvettes de référence en matériau composite, une étude de sensibilité a été mise en place sur le composite drapé à  $[0]_{18}$  (ci-après l'éprouvette) qui présente les élévations de températures les plus importantes. Dans cette étude les influences du maillage, de la durée des pas de calculs et des propriétés des matériaux ont été étudiées en divers points du modèle (Figure 2.13) à la fin de la phase de chauffe ( $t = 12$  s, voir section 2.4.2).

### B.1 Étude de convergence du maillage

#### Taille générale des éléments de maillage

L'influence de la taille générale de maillage (taille moyenne des éléments) a été étudiée pour des tailles de 1 mm à 5 mm. Le Tableau B.1 indique les propriétés des maillages associés ainsi que les temps de calcul, un seul élément ayant été considéré dans l'épaisseur du joint de colle époxyde et dans l'épaisseur de la mousse isolante.

L'influence de la taille de maillage sur les résultats de simulation est quant à elle décrite par le Tableau B.2. Le choix d'une taille de maillage générale de 2 mm adoptée pour l'Inconel semble également ici un bon choix, amenant une faible variation par rapport au cas 1 mm (au maximum, variation de température de 15,4 mK et écart relatif de 1,5 % à la surface de la pièce) pour un temps de calcul raisonnable (moins de 6 min).

## ANNEXE B. MODÉLISATION DES ÉPROUVETTES DE RÉFÉRENCE EN MATÉRIAUX COMPOSITES - ÉTUDES DE SENSIBILITÉ

		Taille générale de maillage				
		1 mm	2 mm	3 mm	4 mm	5 mm
Nombre d'éléments	Eprouvette	49968	11898	5688	2988	2286
	Colle époxyde	2776	661	316	166	127
	Mousse isolante	2776	661	316	166	127
Rapport d'aspect $r$ moyen	Eprouvette	4,17	8,57	12,79	18,27	19,52
	Colle époxyde	3,63	7,46	11,13	15,9	16,98
	Mousse isolante	5,9	3,02	2,22	1,7	1,62
% d'éléments tels que $r \geq 10$	Eprouvette	0	6,7	86,69	99,33	99,12
	Colle époxyde	0	0,75	78,79	97,59	96,85
	Mousse isolante	0,64	0,3	0	0	0
Modèle complet	Nombre d'éléments	55520	13220	6320	3320	2540
	Rapport d'aspect $r$ moyen	4,59	8,24	12,18	17,32	18,49
	% d'éléments tels que $r \geq 10$	3,77	6,08	81,96	94,27	94,05
	Temps de calcul	1735 s	350 s	224 s	113 s	83 s

**TABLE B.1** – Propriétés du maillage et temps de calcul en fonction de la taille générale des éléments (un seul élément dans l'épaisseur du joint de colle époxyde et dans l'épaisseur de la mousse isolante)

		Variations de température $\Delta T$ (K)									
Taille générale		en surface					à l'interface éprouvette/colle				
de maillage	n° 1	n° 3	n° 5	n° 7	n° 9		n° 2	n° 4	n° 6	n° 8	n° 10
1 mm	1,0474	2,1005	2,1029	2,1029	0,9759		0,0686	0,1386	0,1391	0,1391	0,0605
2 mm	1,0562	2,1005	2,1029	2,1028	0,9913		0,0686	0,1386	0,1391	0,1391	0,0605
3 mm	1,0651	2,1004	2,1029	2,1028	1,0086		0,0686	0,1386	0,1391	0,1391	0,0603
4 mm	1,0722	2,1	2,1029	2,1023	1,029		0,0686	0,1386	0,1391	0,1391	0,0598
5 mm	1,0589	2,0998	2,1029	2,1023	1,05		0,0686	0,1385	0,1391	0,1391	0,0598
Différences par rapport à la taille générale de 1 mm (mK)											
1 mm	-	-	-	-	-		-	-	-	-	-
2 mm	8,8	0	0	-0,1	15,4		0	0	0	0	0
3 mm	17,7	-0,1	0	-0,1	32,7		0	0	0	0	-0,2
4 mm	24,8	-0,5	0	-0,6	53,1		0	0	0	0	-0,7
5 mm	11,5	-0,7	0	-0,6	74,1		0	-0,1	0	0	-0,7

**TABLE B.2** – Températures aux points d'analyse en fonction de la taille générale du maillage (un seul élément dans l'épaisseur du joint de colle époxyde et dans l'épaisseur de la mousse isolante)

### Nombre d'éléments dans l'épaisseur du joint de colle et dans l'épaisseur de la mousse isolante

Comme le montrent les Tableaux B.5 et B.6, le nombre d'éléments dans les épaisseurs du joint de colle époxyde et de la mousse isolante influe très peu sur les variations de température relevées (avec une variation maximale de 4,6 mK et un écart relatif maximal

de 0,46 % dans le cas de la colle, respectivement 8,9 mK et 0,8 % dans le cas de la mousse isolante). Comme dans le cas de l'éprouvette métallique, un seul élément de maillage est donc utilisé par la suite dans l'épaisseur de la colle époxyde et dans l'épaisseur de la mousse isolante.

		Nombre d'éléments dans l'épaisseur		
		1 élément	2 éléments	3 éléments
Colle époxyde	Nombre d'éléments	661	1322	1983
	Rapport d'aspect $r$ moyen	7,46	14,92	22,38
	% d'éléments tels que $r \geq 10$	0,75	95,007	99,84
Modèle complet	Nombre d'éléments	13220	13881	14542
	Rapport d'aspect moyen	8,24	8,91	10,2
	% d'éléments tels que $r \geq 10$	6,08	14,81	19,117
	Durée du calcul	350 s	360 s	380 s

**TABLE B.3** – Propriétés du maillage et temps de calcul en fonction du nombre d'éléments dans l'épaisseur du joint de colle époxyde (taille générale de maillage de 2 mm, un seul élément dans l'épaisseur de la mousse isolante)

		Nombre d'éléments dans l'épaisseur		
		1 élément	2 éléments	3 éléments
Mousse isolante	Nombre d'éléments	661	1322	1983
	Rapport d'aspect $r$ moyen	3,02	1,53	1,48
	% d'éléments tels que $r \geq 10$	0,3	0	0
Modèle complet	Nombre d'éléments	13220	13881	14542
	Rapport d'aspect moyen	8,24	7,85	7,55
	% d'éléments tels que $r \geq 10$	6,08	5,78	5,52
	Durée du calcul	350 s	360 s	370 s

**TABLE B.4** – Propriétés du maillage et temps de calcul en fonction du nombre d'éléments dans l'épaisseur de la mousse isolante (taille générale de maillage de 2 mm, un seul élément dans le joint de colle époxyde)

Nombre d'éléments	Variations de température $\Delta T$ (K)									
	en surface					à l'interface éprouvette/colle				
	n° 1	n° 3	n° 5	n° 7	n° 9	n° 2	n° 4	n° 6	n° 8	n° 10
1 élément	1,0562	2,1005	2,1029	2,1028	0,9913	0,0686	0,1386	0,1391	0,1391	0,0605
2 éléments	1,0562	2,1004	2,1029	2,1028	0,9867	0,0686	0,1386	0,1391	0,1391	0,0603
3 éléments	1,0562	2,1005	2,1029	2,1023	0,9913	0,0686	0,1386	0,1391	0,1391	0,0605
Différences par rapport au cas 1 élément (mK)										
1 élément	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
2 éléments	0	-0,1	0	0	-4,6	0	0	0	0	-0,2
3 éléments	0	0	0	-0,5	0	0	0	0	0	0

**TABLE B.5** – Températures aux points d'analyse en fonction du nombre d'éléments dans l'épaisseur du joint de colle époxyde (taille générale de maillage de 2 mm, un seul élément dans l'épaisseur de la mousse isolante)

Nombre d'éléments	Variations de température $\Delta T$ (K)									
	en surface					à l'interface éprouvette/colle				
	n° 1	n° 3	n° 5	n° 7	n° 9	n° 2	n° 4	n° 6	n° 8	n° 10
1 élément	1,0562	2,1005	2,1029	2,1028	0,9913	0,0686	0,1386	0,1391	0,1391	0,0605
2 éléments	1,0651	2,1005	2,1029	2,1029	0,9913	0,0688	0,139	0,1395	0,1395	0,0606
3 éléments	1,0562	2,0954	2,1029	2,1029	0,9913	0,0688	0,1379	0,1396	0,1395	0,0606
Différences par rapport au cas 1 élément (mK)										
1 élément	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
2 éléments	8,9	0	0	0,1	0	0,2	0,4	0,4	0,4	0,1
3 éléments	0	-5,1	0	0,1	0	0,2	-0,7	0,5	0,4	0,1

**TABLE B.6** – Températures aux points d'analyse en fonction du nombre d'éléments dans l'épaisseur de la mousse isolante (taille générale de maillage de 2 mm, un seul élément dans l'épaisseur du joint de colle époxyde)

## B.2 Influence de la durée des incréments de calcul

Une variation de la durée des pas de temps entre 0,1 s et 1 s a de nouveau été considérée. On constate donc que le pas de temps de 0,25 s choisi lors de l'étude de l'Inconel conduit également ici à de bons résultats, avec au maximum une variation de température de 23,9 mK et un écart relatif de 1,1 % à la surface de l'éprouvette pour 3,1 mK et 2,3 % au niveau de l'interface entre le joint de colle et l'éprouvette.

Durée du pas de temps	Variations de température $\Delta T$ (K)									
	en surface					à l'interface éprouvette/colle				
	n° 1	n° 3	n° 5	n° 7	n° 9	n° 2	n° 4	n° 6	n° 8	n° 10
0,1 s	1,0581	2,1045	2,1067	2,1067	0,9932	0,0671	0,1355	0,136	0,136	0,0592
0,25 s	1,0562	2,1005	2,1029	2,1028	0,9913	0,0686	0,1386	0,1391	0,1391	0,0605
0,5 s	1,053	2,0938	2,0965	2,0965	0,9882	0,0711	0,1422	0,1474	0,1474	0,0625
1 s	1,0467	2,0806	2,084	2,0839	0,982	0,0758	0,1528	0,1538	0,1538	0,0656
Différences par rapport au pas de temps de 0,1 s (mK)										
0,1 s	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
0,25 s	-1,9	-4	-3,8	-3,9	-1,9	1,5	3,1	3,1	3,1	1,3
0,5 s	-5,1	-10,7	-10,2	-10,2	-5	4	6,7	11,4	11,4	3,3
1 s	-11,4	-23,9	-22,7	-22,8	-11,2	8,7	17,3	17,8	17,8	6,4

**TABLE B.7** – Températures aux points d'analyse en fonction de la durée des pas de temps (taille générale de maillage de 2 mm, un seul élément dans l'épaisseur du joint de colle époxyde et dans l'épaisseur de la mousse isolante)

	Durée du pas de temps			
	0,1 s	0,25 s	0,5 s	1 s
Durée du calcul	15 min	6 min	4 min	2 min

**TABLE B.8** – Temps de calcul en fonction de la durée du pas de temps

## B.3 Influence des propriétés du pli composite

Comme cela a été démontré au chapitre 2, l'amplitude et la durée de la stimulation thermique sont telles que le flux thermique se développe peu en profondeur, y compris dans le cas des matériaux composites. Aussi, les variations des propriétés du joint de colle époxyde et de la mousse impactent très faiblement les résultats obtenus (de façon similaire à ce qui avait été obtenu à la section 2.4.2.3). Dans cette partie, on se concentrera donc exclusivement sur le cas des propriétés du pli composite.

Pour étudier l'influence des propriétés physiques et thermiques (conductivités, chaleur volumique) du pli composite, nous avons quantifié la sensibilité des résultats sur la base d'une variation de  $\pm 10\%$  autour des grandeurs moyennes mesurées pour  $\rho C_p$  et  $\lambda_a$  (voir section 2.4.1,  $\rho C_p = 3,29 \times 10^6 \text{ J m}^{-3} \text{ K}^{-1}$ ,  $\lambda_a = 3,05 \text{ W m}^{-1} \text{ K}^{-1}$ ) ainsi que pour la valeur identifiée pour  $\lambda_t$  (voir section 2.5.3,  $\lambda_t = 0,51 \text{ W m}^{-1} \text{ K}^{-1}$ ).

Comme on peut le constater sur le Tableau B.9, la conductivité thermique axiale  $\lambda_a$  influe très peu sur les variations de température  $\Delta T$  à la surface de l'éprouvette et à l'interface entre l'éprouvette et la colle avec une variation maximale de 0,8 mK et un écart relatif maximal de 1,3 % au niveau de l'interface. En revanche, l'étude de sensibilité de la conductivité transverse  $\lambda_t$  conduit à des différences de variations de température  $\Delta T$  beaucoup plus importantes (respectivement 11 mK et 18 % au niveau de l'interface, Tableau B.10). Enfin, à l'instar de l'éprouvette de référence en Inconel, la variabilité de

la chaleur volumique  $\rho C_p$  du pli composite engendre des écarts relatifs notables (jusqu'à 19,6 mK de variation de température et 28 % d'écart relatif, Tableau B.11). Il convient de noter par conséquent qu'une attention toute particulière doit être portée à la mesure de ces dernières données pour une représentation réaliste du comportement du matériau.

Propriété étudiée	Variations de température $\Delta T$ (K)									
	en surface					à l'interface éprouvette/colle				
	n° 1	n° 3	n° 5	n° 7	n° 9	n° 2	n° 4	n° 6	n° 8	n° 10
0.9 $\lambda_a$	1,0565	2,1013	2,1029	2,1029	0,999	0,0686	0,1388	0,1391	0,1391	0,0613
$\lambda_a$	1,0562	2,1005	2,1029	2,1028	0,9913	0,0686	0,1386	0,1391	0,1391	0,0605
1.1 $\lambda_a$	1,0559	2,0995	2,1029	2,1028	0,9837	0,0686	0,1384	0,1391	0,1391	0,0597
Différences par rapport à la valeur $\lambda_a$ (mK)										
0.9 $\lambda_a$	0,3	0,8	0	0,1	7,7	0	0,2	0	0	0,8
$\lambda_a$	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
1.1 $\lambda_a$	-0,3	-1	0	0	-7,6	0	-0,2	0	0	-0,8

**TABLE B.9** – Températures aux points d'analyse en fonction de la conductivité axiale  $\lambda_a$  du pli composite (taille générale de maillage de 2 mm, un seul élément dans l'épaisseur du joint de colle époxyde et dans l'épaisseur de la mousse isolante)

Propriété étudiée	Variations de température $\Delta T$ (K)									
	en surface					à l'interface éprouvette/colle				
	n° 1	n° 3	n° 5	n° 7	n° 9	n° 2	n° 4	n° 6	n° 8	n° 10
0.9 $\lambda_t$	1,1139	2,2138	2,2164	2,2164	1,0419	0,0567	0,1144	0,1149	0,1149	0,0495
$\lambda_t$	1,0562	2,1005	2,1029	2,1028	0,9913	0,0686	0,1386	0,1391	0,1391	0,0605
1.1 $\lambda_t$	1,0073	2,0046	2,0069	2,0068	0,9484	0,0801	0,1619	0,1625	0,1625	0,0712
Différences par rapport à la valeur $\lambda_t$ (mK)										
0.9 $\lambda_t$	57,7	113,3	113,5	113,6	50,6	-11,9	-24,2	-24,2	-24,2	-11
$\lambda_t$	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
1.1 $\lambda_t$	-48,9	-95,9	-96	-96	-42,9	11,5	23,3	23,3	23,3	10,7

**TABLE B.10** – Températures aux points d'analyse en fonction de la conductivité transverse  $\lambda_t$  du pli composite (taille générale de maillage de 2 mm, un seul élément dans l'épaisseur du joint de colle époxyde et dans l'épaisseur de la mousse isolante)

Propriété étudiée	Variations de température $\Delta T$ (K)									
	en surface					à l'interface éprouvette/colle				
	n° 1	n° 3	n° 5	n° 7	n° 9	n° 2	n° 4	n° 6	n° 8	n° 10
0.9 $\rho C_p$	1,1123	2,2132	2,2169	2,2169	1,0394	0,0882	0,178	0,1789	0,1789	0,0774
$\rho C_p$	1,0562	2,1005	2,1029	2,1028	0,9913	0,0686	0,1386	0,1391	0,1391	0,0605
1.1 $\rho C_p$	1,0081	2,0037	2,0053	2,0053	0,9498	0,0539	0,109	0,1093	0,1093	0,0477
Différences par rapport à la valeur $\rho C_p$ (mK)										
0.9 $\rho C_p$	56,1	112,7	114	114,1	48,1	19,6	39,4	39,8	39,8	16,9
$\rho C_p$	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
1.1 $\rho C_p$	-48,1	-96,8	-97,6	-97,5	-41,5	-14,7	-29,6	-29,8	-29,8	-12,8

**TABLE B.11** – Températures aux points d'analyse en fonction de la chaleur volumique  $\rho C_p$  du pli composite (taille générale de maillage de 2 mm, un seul élément dans l'épaisseur du joint de colle époxyde et dans l'épaisseur de la mousse)





---

## Annexe C

# Mélanges avec additifs

### C.1 Procédure de mélange

Trois types de mélange sont à distinguer en fonction du pourcentage d'additifs en masse et de la nature des additifs utilisés. Effectivement, les micro-particules d'oxyde d'alumine ont une forme quasi-cylindrique, tandis que les micro-particules de nitrure de bore se présentent sous la forme de plaquettes. Lors des mélanges, de l'air est emprisonné entre les plaquettes de nitrure de bore, ce qui rend son addition à la résine plus complexe. Le pourcentage maximal de nitrure de bore inclus en masse sans apport de solubilisant (acétone) sera donc plus faible que celui de l'alumine.

#### Mélanges à faible taux d'additifs

Le premier type de mélange contient un maximum de 30 % en masse d'oxyde d'alumine ou 15 % en masse de nitrure de bore. La procédure à suivre pour réaliser ce mélange est la suivante :

1. La masse de résine à utiliser est transférée dans une coupelle téflonnée (ces coupelles sont systématiquement nettoyées préalablement à l'acétone) ;
2. Les additifs sont ajoutés à la résine en deux temps (50 % de la masse totale d'additifs par ajout) en mélangeant à l'aide d'une spatule ;
3. L'ensemble est placé sur un mélangeur vibrant pendant 5 min afin de l'homogénéiser ;
4. Le durcisseur est incorporé au mélange à la spatule ;
5. Le mélange obtenu est placé dans un bêcher de 500 mL préalablement nettoyé à l'acétone puis placé sur le mélangeur vibrant pendant 10 min ;
6. Le bêcher contenant le mélange est placé dans une enceinte à vide (à 20 °C) pour procéder au débullage ;
7. Quand le niveau du mélange reste stable après plusieurs cycles de débullage, il peut être transféré dans une coupelle téflonnée et replacé dans l'enceinte à vide jusqu'à

optimisation du débullage.

## Mélanges à taux moyen d'additifs

Ce deuxième type concerne les mélanges contenant 45 % d'oxyde d'alumine en masse et 15 % de nitrure de bore en masse. A ces proportions, l'ajout d'additifs est rendu difficile par la saturation de la résine. Afin de faciliter le mélange, la solubilité de la résine est améliorée par l'ajout d'acétone. Pour réaliser ce type de mélange, la procédure à suivre est la suivante :

1. La masse de résine à utiliser est transférée dans une coupelle téflonnée ;
2. L'incorporation de 55 % de la masse totale de particules est faite progressivement ;
3. On ajoute de l'acétone (environ 10 % de la masse totale de résine) pour augmenter la solubilité du mélange ;
4. Le reste des additifs est incorporé par palier de 15 % de la masse totale des particules.

On procède ensuite aux étapes 3 à 7 décrites dans le cas de faible taux d'additifs. Il est à noter que si le mélange est trop visqueux, de l'acétone peut être ajouté à raison de 10 % maximum en masse de résine.

## Mélanges à fort taux d'additifs

Il s'agit ici de mélanges contenant plus de 45 % d'oxyde d'alumine en masse et au moins 30 % de nitrure de bore en masse. La procédure consiste alors en les étapes suivantes :

1. La masse de résine à utiliser est transférée dans une coupelle téflonnée ;
2. L'incorporation de 55 % de la masse totale des particules est faite progressivement ;
3. On ajoute de l'acétone (environ 5 % de la masse totale de résine) à chaque cycle pour augmenter la solubilité du mélange ;
4. Le reste des additifs est incorporé par palier de 10 % de la masse totale des particules.

Comme précédemment, on réalise les étapes 3 à 7 décrites dans le cas de faible taux d'additifs. Un peu d'acétone peut également être ajouté à raison de 10 % maximum en masse de résine pour améliorer la fluidité du mélange.